

Treball de Fi de Grau

**Grado en Ingeniería en Tecnologías Industriales**

# **Sistemas de Reducción de Resistencia Inducida de Punta de Ala**

**MEMORIA**

**Autor:** Llarena Espinosa, Pelayo

**Director:** Trillas Gay, Enric

**Convocatòria:** Juny 2017



**Escola Tècnica Superior  
d'Enginyeria Industrial de Barcelona**



## Resumen

Después del embargo del petróleo Árabe de 1973, la aviación americana tuvo que hacer frente a incrementos en el precio del crudo que casi aplastan la industria aeroespacial de la época. Con el objetivo de hacer posible las operaciones aéreas, la NASA formó un programa bajo el nombre de "Aircraft Energy Efficiency" (Eficiencia Energética de Aeronaves). En él participó un talentoso ingeniero llamado Richard T. Whitcomb que a finales del 1800 introduciría un elemento revolucionario: los "winglets".

Este elemento se colocaría en la punta del ala de las aeronaves consiguiendo reducir así en un 20% la resistencia inducida (resistencia al avance proveniente de turbulencias en la punta del ala) y por consiguiente incrementando en un 6-7% la eficiencia de combustible. Obviamente una revolución de este calibre sigue siendo crucial en la actualidad y presente en prácticamente todos los aviones de las compañías aeronáuticas punteras.

Los objetivos de este trabajo son, en primer lugar, entender y visualizar de forma práctica el comportamiento de las alas de un avión durante el crucero; es decir, el comportamiento del fluido cuando este interacciona con las alas y cómo funcionan para mantener un avión en el aire, dando soporte así a los conocimientos ya adquiridos en la asignatura de mecánica de fluidos y llevando estos a un mayor nivel acorde con un proyecto de ingeniería como este. Además, se tratará de entender de manera visual y práctica mediante una simulación CFD con Ansys el comportamiento de los "winglets" actuales, comparando el rendimiento de un ala de avión simple con otra dotada de esta tecnología. Observando y corroborando la teoría de eficiencia de combustible y de reducción de resistencia inducida introducida por Whitcomb allá en el año 1800.

En esta memoria se extraen resultados y conclusiones claras y entendibles, que permiten a cualquier amante del mundo de la aeronáutica entender el funcionamiento de un ala y cuáles son las ventajas que introducen esos elementos curiosos que observamos en la punta del ala cuando miramos a través de la ventanilla cuando volamos.

<b>RESUMEN</b>	<b>Pág. 1</b>
<b>SUMARIO</b>	<b>Pág. 2</b>
<b>1. INTRODUCCIÓN</b>	<b>Pág. 4</b>
1.1 Origen del proyecto	Pág. 4
1.2 Objetivo del proyecto	Pág. 4
1.3 Alcance del proyecto	Pág. 4
<b>2. LA AERONAVE Y SUS COMPONENTES</b>	<b>Pág. 6</b>
<b>3. SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA ALAVANCE</b>	<b>Pág. 7</b>
3.1 El ala y el perfil alar	Pág. 7
3.2 Fuerza de sustentación	Pág. 10
3.3 Resistencia al avance	Pág. 12
3.3.1 Resistencia de perfil	Pág. 13
3.3.2 Resistencia al avance inducida	Pág. 14
<b>4. SISTEMAS PARA REDUCIR LA RESISTENCIA INDUCIDA</b>	<b>Pág. 19</b>
4.1 Introducción	Pág. 19
4.2 Tipos de “Winglets”	Pág. 20
4.2.1 Wingtip Fence	Pág. 20
4.2.2 Blended Winglets	Pág. 21
4.2.3 Raked Wingtips	Pág. 22
4.3 Ventajas e inconvenientes de los Winglets	Pág. 23
<b>5. FACTORES EXTERNOS QUE INFLUYEN SOBRE EL VUELO</b>	<b>Pág. 23</b>
5.1 International Standard Atmosphere (ISA)	Pág. 24
5.2 Presión, densidad y temperatura	Pág. 24
5.3 Reducción de la densidad y rendimiento de la aeronave	Pág. 24
5.4 Variación de temperatura y rendimiento	Pág. 25
5.5 Parámetros que actúan sobre la aeronave	Pág. 26
5.5.1 Número de Mach	Pág. 26
5.5.2 Viscosidad	Pág. 27
5.5.3 Número de Reynolds	Pág. 27
<b>6. DISEÑO CAD Y SIMULACIÓN</b>	<b>Pág. 29</b>
6.1 Airbus A-320	Pág. 30

6.1.1	Diseño alar .....	Pág. 31
6.2	Proceso de modelización .....	Pág. 33
6.2.1	Modelo sin Winglet .....	Pág. 34
6.2.2	Modelo con Winglet doblado (Airbus A-320 NEO) .....	Pág. 37
6.3	Simulación – Introducción .....	Pág. 39
6.3.1	Geometry .....	Pág. 41
6.3.2	Meshing .....	Pág. 43
6.3.3	Setup .....	Pág. 48
6.3.4	Solution .....	Pág. 52
6.3.5	Results .....	Pág. 53
<b>7.</b>	<b>REPRESENTACIÓN TEMPORAL DEL PROYECTO .....</b>	<b>Pág. 71</b>
<b>8.</b>	<b>INFORME ECONÓMICO .....</b>	<b>Pág. 73</b>
<b>9.</b>	<b>IMPACTO AMBIENTAL .....</b>	<b>Pág. 75</b>
<b>10.</b>	<b>CONCLUSIONES .....</b>	<b>Pág. 76</b>
<b>11.</b>	<b>BIBLIOGRAFÍA .....</b>	<b>Pág. 78</b>



## **1. INTRODUCCIÓN**

### **1.1 Origen del proyecto**

El origen y la motivación de este proyecto viene dado por el interés y la admiración hacia el mundo de la aviación por parte mía. Además, el gran interés mostrado hacia la asignatura de mecánica de fluidos me ayudó a emprender y decidirme por un proyecto relacionado con este ámbito; con la intención de reforzar e incrementar los conocimientos ya adquiridos acercándome más la rama de la ingeniería aeronáutica y la aerodinámica. La pasión por el mundo de la aviación y la necesidad de querer entender el porqué de muchas cosas, me hizo ver en este proyecto la mejor vía para comprender el funcionamiento de las alas de un avión y de los “winglets” (dispositivos con un gran efecto sobre el rendimiento de una aeronave). Con este objetivo contacté con Enric Trillas para que llevase mi proyecto y tras pensarlo delicadamente decidimos que el tema era interesante y se podrían obtener resultados útiles.

### **1.2 Objetivos del proyecto**

Los objetivos de este proyecto son varios, pero la idea es similar para todos ellos:

- Entender de forma teórica (ampliando conocimientos de la asignatura de mecánica de fluidos) y práctica cómo se comportan las alas de un avión, comprender el flujo que atraviesa éstas durante un vuelo en condiciones de crucero y como hacen que la aeronave se mantenga en el aire venciendo la gravedad y el enorme peso.
- Como objetivo principal, el proyecto se centra en la reducción de la resistencia inducida; y por tanto de la reducción de combustible, que provoca el uso de “winglets” en las puntas de las alas. Una vez entendido el funcionamiento de las alas y el comportamiento fluido a través de ellas, interesa conocer el comportamiento de estos elementos alares y que diferencias y mejoras se pueden observar entre un ala que no cuente con ellos y otra que sí que los incorpore. Es crucial llegar a entender de qué manera estos dispositivos modifican el paso del flujo de aire por el ala de reduciendo la resistencia al avance hasta el punto de ahorrar un 7% de combustible durante un vuelo. Todo ello hacerlo posible de manera visual y clara, con herramientas al alcance de cualquier ingeniero recién graduado y de forma gratuita.

### **1.3 Alcance del proyecto**

Es esencial llegar, mediante un software de simulación disponible para estudiantes, a unos resultados lo más verídicos y reales posibles; siendo así posible corroborar las hipótesis que se plantean en el proyecto.

Como se ha comentado es interesante llegar a conocer su comportamiento y poder establecer una comparativa clara y visual, respaldándose en conocimientos teóricos también incluidos en el trabajo, de las diferencias entre una estructura de ala simple y una equipada de dispositivos “winglets”. Además, cabe decir que el proyecto intenta ser lo más fiel y cercano a la realidad posible, intentando recrear siempre una situación real con aviones reales y con los modelos de “winglets” utilizados a día de hoy.

El trabajo que se presenta deja de lado una comparativa numérica minuciosa entre un modelo con “winglet” y sin él, puesto que el software en nuestras manos no se acerca a una calidad suficiente de detalle como para poder exponer unos resultados numéricos comparativos lo suficientemente verídicos.

## 2. La aeronave y sus componentes

Los aviones son un medio de transporte diseñado para trasladar personas y cargamento de un sitio a otro. Los aviones se encuentran en diferentes formas y tamaños en función a la misión que deban llevar a cargo. La aeronave que se muestra en esta página corresponde a una propulsado por turbina y se muestra como aeronave representativa.

Para que un avión vuele (se detallará de forma más completa y técnica en posteriores apartados) debe soportar en peso de la propia aeronave, el del combustible, el de los pasajeros y el del cargamento. Las alas generan la mayor parte de la sustentación “*lift*” para mantener el avión en el aire. Para generar esta sustentación, el avión debe desplazarse por el aire. Este aire resiste el movimiento en forma de resistencia aerodinámica “*Drag*”. Las aeronaves modernas usan “*Winglets*” en la punta del ala para reducir parte de esta resistencia. Los motores de turbina localizados en el ala se encargan de generar el empuje encargado de oponerse a la resistencia del aire y mover por tanto la aeronave.

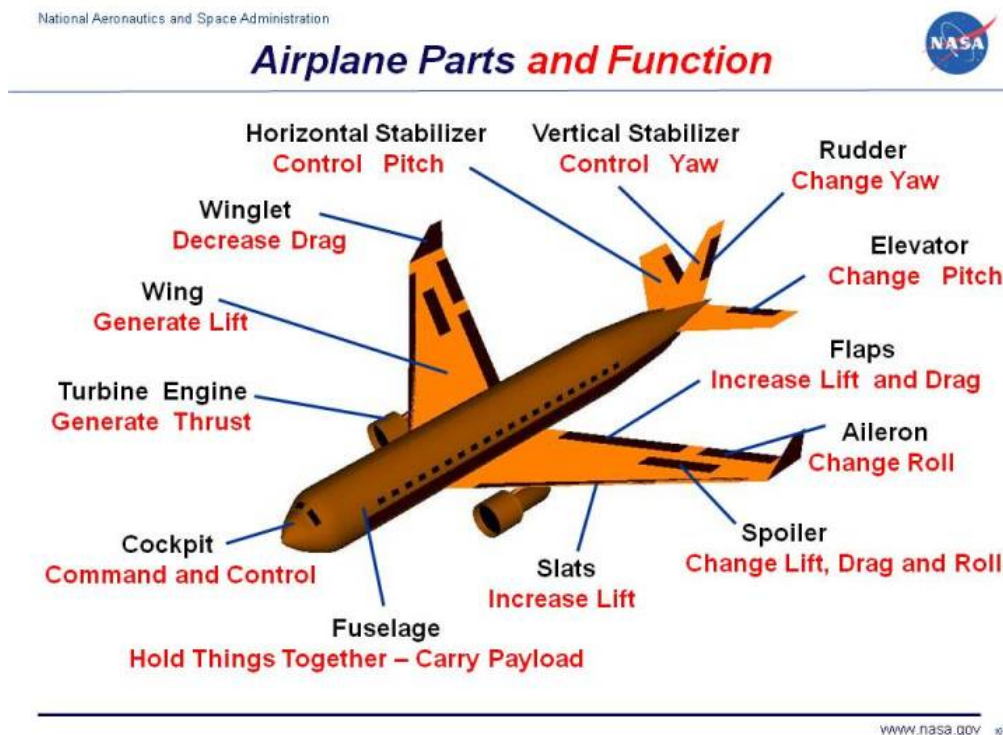


Figura 1 - Esquema partes de un avión

Para controlar y maniobrar la aeronave, existen alas más pequeñas en la parte trasera de ésta. La cola tiene normalmente una pieza horizontal fija llamada estabilizador horizontal “*Horizontal Stabilizer*”, éste se encarga de dotar de estabilidad a la aeronave de forma que vuele recto. El estabilizador vertical “*vertical stabilizer*” mantiene la nariz del avión recta evitando el movimiento que conocemos en inglés

como “Yaw” (ver Figura 2). El estabilizador horizontal evita a su vez el movimiento conocido como “Pitch”.

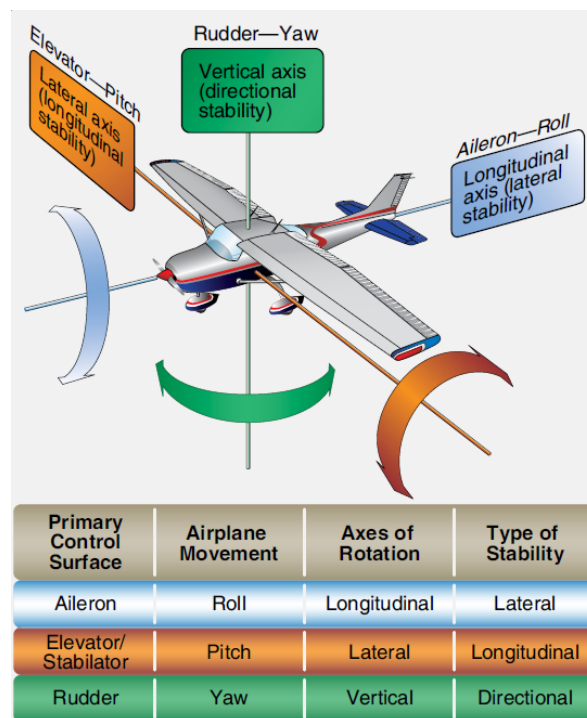


Figura 2 - Movimientos de una aeronave

La parte móvil del estabilizador vertical recibe el nombre de “rudder” (timón en español), mientras que la parte móvil del estabilizador horizontal es el elevador. El móvil situado en las alas recibe el nombre de alerón “ailieron” y se utiliza para conseguir el movimiento “roll” (como podemos ver en la ilustración anterior). Muchas aeronaves también consiguen el movimiento “roll” mediante el uso de los “spoilers”. Son pequeñas placas utilizadas para variar el flujo de aire en la parte superior del ala, cambiando así la cantidad de fuerza y disminuyendo la sustentación cuando se usa el spoiler.

Las alas tienen además otros elementos móviles llamados “flaps”. Los flaps se despliegan hacia abajo a la hora del despegue y del aterrizaje para incrementar la cantidad de fuerza producida por el ala. En algunos aviones la parte anterior del ala también puede desplazarse. Los “slats” se utilizan en el despegue y aterrizaje para proporcionar fuerza extra. Los spoilers también se utilizan durante el aterrizaje para reducir la velocidad del avión y compensar los “flaps” cuando el avión está ya sobre suelo firme.

El fuselaje “fuselage” de una aeronave mantiene todas las piezas unidas entre sí. El piloto se sienta en el “cockpit”, en la parte delantera del fuselaje. Algunos aviones llevan el combustible en el fuselaje, mientras otros optan por cargarlo sobre las alas.

### 3. SUSTENTACIÓN Y RESISTENCIA AL AVANCE (LIFT & DRAG)

Existen cuatro fuerzas principales que actúan sobre un avión durante el vuelo: **Empuje “Thrust”** (si el avión es propulsado), **Resistencia al avance “Drag”**, **Sustentación “lift”** y **Peso “Weight”** (ver Figura 3). Este apartado se centrará especialmente en la sustentación y la resistencia al avance, sobre las cuales tienen gran impacto las alas de la aeronave. La mayor contribución a la sustentación (y en buena medida la resistencia al avance) proviene del ala, la cual tiene un determinado perfil o sección (ver Figura 3).

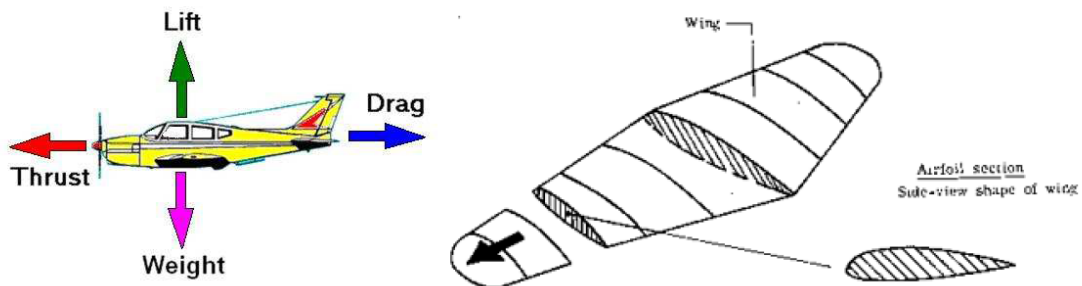


Figura 3 - Fuerzas sobre una aeronave y perfil alar

Los perfiles de ala de avión están diseñados para generar grandes cantidades de sustentación generando la menor resistencia al avance posible para unas determinadas condiciones de vuelo. Las alas convencionales suelen incorporar superficies móviles (“flaps” y “slats”) para adaptarse a las diferentes condiciones. De todas maneras, el estudio que se llevará a cabo se centrará en una geometría de ala simple sin incluir estos mecanismos.

#### 3.1 El ala y el perfil alar

El ala es uno de los componentes principales de un avión, su principal función es asegurar la fuerza de sustentación que compensa la fuerza del peso. Esto hace que el avión pueda mantener un vuelo estable. Pero al ser una estructura bastante grande, la evolución tecnológica de los aviones ha hecho que adquiera una serie de nuevas funciones aparte de mantener el vuelo. El ala es diseñada basándose en criterios de actuaciones en vuelo, es decir la velocidad de diseño, el coeficiente de planeo, la carga útil, la maniobrabilidad del avión, todo ello implica consideraciones de diseño estructural y finalmente factores de diseño global del avión.

Además de los diferentes elementos estructurales que forman el ala, ya presentados en el apartado anterior, cabe destacar el papel importante que el perfil alar tiene a la hora de generar la sustentación. Existe un enorme número de perfiles diferentes a la hora de diseñar un ala e incluso en la mayoría de aviones comerciales se utiliza más de uno simultáneamente para una única ala, con el único objetivo de mejorar el comportamiento de esta a la hora de generar sustentación y reducir resistencia al avance.

Un perfil alar queda definido a través de diferentes parámetros que, obviamente serán con los que se trabajará más adelante en el proyecto a la hora de realizar los modelos 3D de las diferentes alas y dispositivos de punta.

Sobre un ala diferenciamos el **borde de ataque** “leading edge”, línea que une la parte anterior de todos los perfiles que forman el ala y el **borde de salida** o fuga “trailing edge”; línea que une la parte posterior de todos los perfiles del ala. El **extradós** e **intradós** son respectivamente las superficies superior e inferior del ala comprendidas entre los bordes de ataque y salida.

En lo referente al perfil alar, éstos normalmente están diseñados con diferentes curvaturas de manera que promueven una diferencia de presiones inducidas creando así la fuerza de sustentación deseada. Cada perfil se define a través de diferentes parámetros. La **cuerda** “chord” es definida como una línea que conecta los dos extremos del perfil. La **cámara** “chamber” se define como la máxima distancia desde la cuerda hasta cualquier superficie (superior o inferior). La cuerda,  $c$ , es la longitud total del perfil del ala. El **ángulo de ataque**,  $\alpha$ , se define como el ángulo entre la extensión de la cuerda y la dirección relativa del flujo (aire), normalmente horizontal.

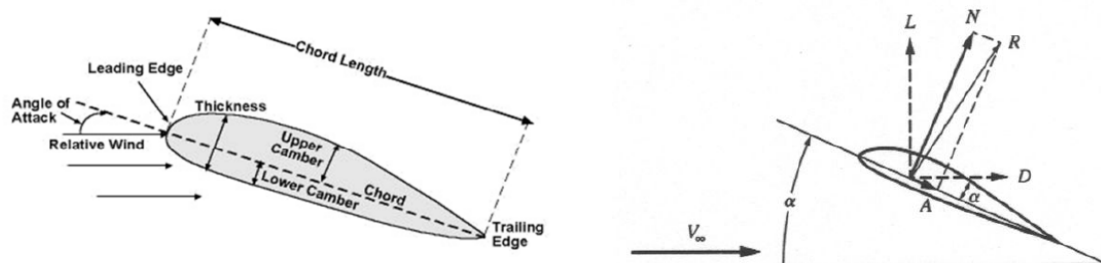


Figura 4 - Partes y parámetros de un perfil alar / esquema de fuerzas

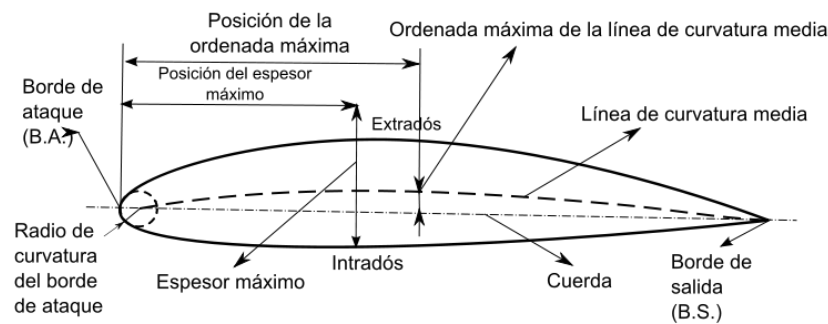


Figura 5 - Esquema detallado de un perfil alar

### 3.2 Fuerza de sustentación:

La sustentación es la fuerza vertical que se genera sobre la aeronave gracias en gran parte al efecto de las alas y que garantiza la capacidad de mantener el avión suspendido en el aire, venciendo las fuerzas de gravedad y peso que actúan en su contra.

Se utilizan dos mecanismos diferentes para generar sustentación. El primero es la asimetría del perfil alar. Como se ha mencionado, el hecho de que coexistan diferencias dimensionales entre la parte superior e inferior del perfil promueve la creación de una diferencia de presiones entre ambas. Según la ley de conservación de la energía cuando el fluido atraviesa el perfil alar y se separa por la parte del extradós y la del intradós, se genera una presión alta cuando la velocidad es baja y viceversa. De esta manera sobre el extradós se crean presiones inferiores a las que encontramos sobre el intradós, lo que crea la fuerza conocida como sustentación. Esto se utiliza a menudo para aplicaciones subsónicas de vuelo. La segunda consiste en inclinar el perfil aerodinámico en un cierto ángulo (ángulo de ataque) con respecto a la horizontal, que recibe generalmente el nombre de "ángulo relativo del viento". Para valores bajos del ángulo de ataque el flujo permanece unido en ambas superficies, no presenta separación. Para mayores ángulos de ataque, se produce una separación o desprendimiento del flujo de manera que aumenta la resistencia al avance "drag" y se reduce la sustentación "lift".

Como se observa en la Figura 6, la fuerza de sustentación "lift" es perpendicular a la de resistencia al avance "drag" y por tanto a la línea de flujo de aire.

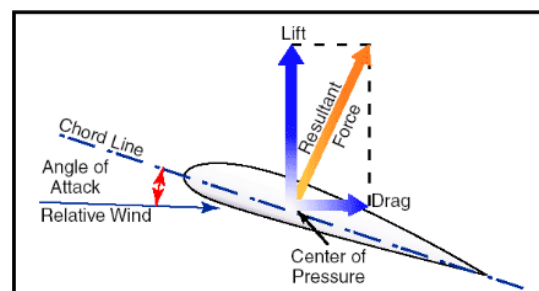


Figura 6 - Esquema de fuerzas sobre un perfil alar

Existe el llamado coeficiente de sustentación ( $C_{Lift}$ ), que es un parámetro adimensional que determina de alguna manera la cantidad de fuerza de “lift” (sustentación) que produce un determinado perfil alar. Este parámetro permite calcular la fuerza de sustentación de la siguiente forma:

$$Lift = C_L \bar{q} S = C_L \left( \frac{1}{2} \rho V^2 \right) S$$

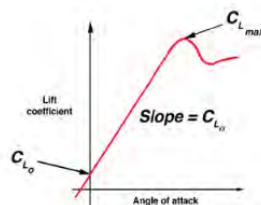
*Ecuación 1 - Ecuación de la fuerza de sustentación “Lift”*

“q” hace referencia a la presión dinámica y “S” corresponde al área de referencia, la del perfil alar. Como se ha mencionado, la sustentación 2-D viene determinada tanto por el perfil alar en sí, como por la inclinación que éste tiene respecto la línea de flujo. Así pues, esta inclinación (ángulo de ataque) condiciona también la cantidad de sustentación que se crea sobre el perfil. De esta manera, se obtiene la siguiente ecuación donde se observa la contribución del ángulo de ataque.

$$\approx \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 c(C_{L_{\alpha}})_{2-D} \alpha + \rho_{\infty} V_{\infty} (\Gamma_{camber})_{2-D}$$

*Ecuación 2 - Ecuación de la fuerza de sustentación “lift” con ángulo de ataque*

A continuación, se observa una gráfica representativa de la variación del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para un fluido no viscoso e incompresible 2-D.

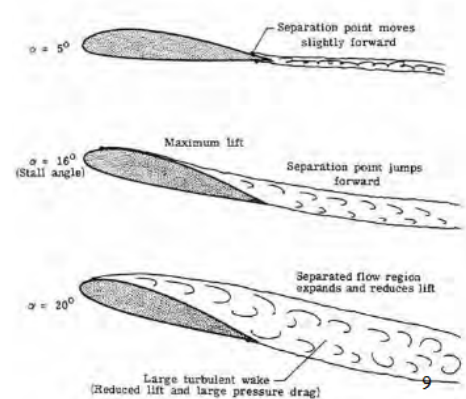


$$\begin{aligned} (Lift)_{2-D} &\approx \left[ \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 c(C_{L_{\alpha}})_{2-D} \alpha \right] + \left[ \rho_{\infty} V_{\infty} (\Gamma_{camber})_{2-D} \right] \\ &= [Lift \text{ due to angle of attack}] \\ &\quad + [Lift \text{ due to camber}] \end{aligned}$$

*Figura 7 - Gráfica Coeficiente de sustentación VS ángulo de ataque y ecuación de fuerza sustentación detallada*



Observamos que cuanto más se incrementa el ángulo de ataque del perfil más elevado es el coeficiente de sustentación hasta llegar a un máximo donde se produciría la separación y desprendimiento del flujo, para este valor de " $\alpha$ " se produciría el fenómeno llamado "stall" en inglés. Para este valor de ángulo de ataque, el avión pierde la sustentación y cae desplomado por falta de ella. En la ecuación de sustentación anterior se observa también el componente debido al ángulo de ataque y el correspondiente a la cámara del perfil alar. En la figura de la derecha observamos las diferencias en el flujo alrededor del perfil hasta su desprendimiento para un ángulo de ataque de 20 grados.



*Ilustración 8 - Capa límite y flujo en función del ángulo de ataque (disponible en: lectures Princeton university)*

### 3.3 Resistencia al avance:

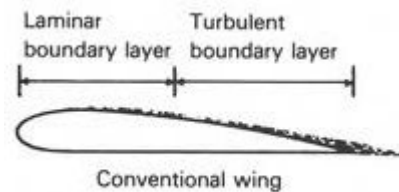
La fuerza de resistencia al avance "Drag", fuerza que se opone al avance de la aeronave, se compone de la resistencia de forma o generada por el perfil y de la resistencia al avance inducida. La primera se da por la suma de diferentes componentes entre las cuales existe: la resistencia de perfil, resistencia de fricción superficial y la resistencia por interferencia. Estas vienen provocadas por la forma del fuselaje, las alas, la fricción del aire sobre la superficie y las interferencias sobre el flujo de aire cuando este fluye por las distintas partes de la aeronave.

Como se ha comentado, el aire fluye como un fluido viscoso y se adhiere a la superficie formando una pequeña capa. Esta capa recibe el nombre de capa límite y puede ser laminar o turbulenta, causando resistencia al avance cuando se genera sustentación. La cantidad de fuerza de "Drag" depende de la forma, las condiciones superficiales y la velocidad de la aeronave.

Hay dos formas básicas de resistencia al avance de forma, las cuales se presentarán a continuación en más detalle.

Cuando el flujo de aire fluye por una superficie, su viscosidad tiende a crear lo que hemos presentado como capa límite; donde el aire se mantiene prácticamente estático y reduce sustancialmente su velocidad. Esta capa puede ser laminar o turbulenta.

La **capa límite es laminar** en la parte inicial donde el flujo entra en contacto con la superficie del ala. Esta capa es del rango de 2mm. de grosor.



*Figura 9 - Capa límite sobre perfil alar*

La **capa límite turbulenta** se crea después de una cierta distancia a lo largo de la cuerda y todas las capas de aire empiezan a mezclarse entre ellas creando pequeños remolinos y distorsiones. El punto donde esto empieza a suceder es el punto de transición. La capa turbulenta se hace mucho más gruesa y adopta mucha más energía.

El ángulo de ataque del ala determina cuando esta capa límite turbulenta se desprende de la superficie alar (punto de separación) y crea por consecuencia mucha más resistencia al avance. Cuando este suceso ocurre provoca muchas veces una recirculación del flujo en sentido contrario al flujo libre.

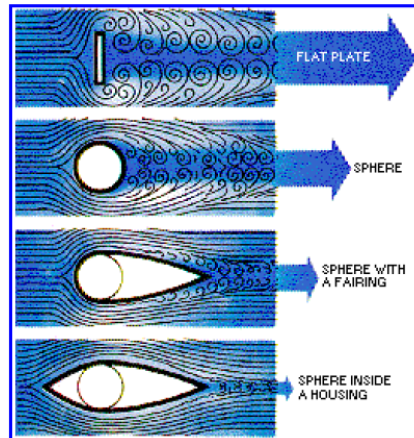
### 3.3.1 Resistencia de perfil

La **resistencia de perfil** viene dada por la fricción superficial y la resistencia de forma. La fricción superficial es la resultante de la interacción de un flujo turbulento con cualquier superficie, ya sea sobre las alas o sobre el fuselaje. La resistencia de forma es la que causa la forma de un objeto cuando un fluido incide perpendicularmente sobre él.

Al incrementar la velocidad de una aeronave, la cantidad de aire fluyendo a través de ella también lo hace y por tanto dentro de la capa límite existen mayores cambios en la velocidad. Esto causa mayor fricción superficial y por consiguiente mayor "Drag". La forma del ala determina donde el flujo laminar se torna turbulento, este punto suele coincidir con el punto de máximo grosor del perfil alar.

Mientras que en el caso del ala es fácil mantener el flujo laminar cuando la velocidad se incrementa, esta tarea se dificulta cuando hablamos de mantenerlo sobre el fuselaje. Mantener un flujo en su forma laminar supone prestar atención al estado de la superficie (alisado) de las partes que producen sustentación. Lavar y encerar los aviones con frecuencia ayuda en este aspecto.

La resistencia de forma, por su parte, es la resistencia que genera una superficie cuando se expone a un flujo incidente. En la siguiente imagen (Figura 10) observamos las diferencias en el comportamiento de varios objetos al someterse a esta exposición. Una placa plana tiene un coeficiente de resistencia de forma mucho mayor que una superficie fuselada como es el último caso de la imagen. El flujo distorsionado en la forma fuselada es mucho menor y es por tanto más aerodinámico.



*Figura 10 – Dejantes obtenidos en varios perfiles como resultado de la resistencia de forma*

### 3.3.2 Resistencia al avance inducida:

Cuando las alas de un avión producen sustentación, la resistencia al avance inducida está siempre presente. Esta resistencia al avance se crea como consecuencia del flujo distorsionado en la parte posterior del perfil alar y también como consecuencia de torbellinos creados en la punta del ala. A la hora de diseñar un avión existen formas de influir limitadamente sobre estas formas de “Drag” y por tanto de mejorar el rendimiento y reducir los consumos de combustible. Uno de los elementos esenciales y más utilizados para esta tarea son los “winglets”. La resistencia al avance inducida es máxima cuando la velocidad de vuelo es baja y el ángulo de ataque es grande, es decir durante el proceso de despegue. Decrece cuando la velocidad incrementa y el avión llega a condiciones de crucero, aunque la resistencia de perfil aumenta debido al incremento de velocidad.

#### Factores que influyen sobre la resistencia al avance inducida:

Existen varios factores que se considera que influyen en la creación de resistencia al avance inducida, algunos de ellos son: el área o superficie alar y la forma del ala, la ratio de aspecto (AR) y el coeficiente de sustentación ( $C_L$ ) sobre el cual el piloto puede influir mediante los “Flaps” y los “Slats”.

- **Área y forma alar:** la forma elíptica del ala es la que tiene una menor resistencia al avance, pero es también más difícil de construir. Después de la forma elíptica tendríamos el ala ahusada (típica en aviones subsónicos de pasajeros) y finalmente la más común y fácil de construir, la rectangular. La diferencia entre un ala rectangular y recta en comparación con una elíptica es de más de un 10% de resistencia inducida sobre el ala recta.
- **Ratio de aspecto:** Este parámetro se calcula como la envergadura de las alas, dividido entre el valor de cuerda del perfil alar. Cuanto más grande es este valor, menor es la cantidad de resistencia al avance creada por las alas. Los aviones ultraligeros, por ejemplo, tienen un parámetro de cuerda muy reducido y unas alas muy grandes; lo que conlleva un AR muy elevado.
- **Coeficiente de sustentación,  $C_L$ :** El  $C_L$  es un parámetro sobre el cual el piloto puede actuar y los factores que más condicionan este parámetro son el ángulo de ataque, la velocidad de vuelo y el peso del avión. Este parámetro adimensional tiene un importante papel en la ecuación de la sustentación.

Como se ha indicado anteriormente, cuando el aire fluye a través del perfil alar se crea una diferencia de presiones entre la parte superior e inferior del ala, creando la fuerza conocida como sustentación y que permite que la aeronave se mantenga flotando en el aire. Las presiones en la parte inferior del ala son superiores a las que se crean en la parte superior y es de esta forma que se crea esta diferencia entre ambas. Cuanto mayor es el ángulo de ataque, mayor es la resistencia inducida que se crea y por tanto mayor la fuerza de los vórtices (remolinos) generados por esta diferencia de presiones. Cuando el ala tiene un ángulo de ataque de 0, los vórtices son casi inexistentes. A continuación observamos sobre un Gráfico la relación entre el ángulo de ataque y el coeficiente de sustentación (figura 11).

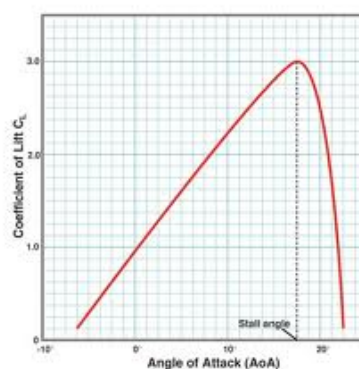


Figura 11 - Coeficiente de sustentación VS ángulo de ataque (con "stall")

A continuación, centramos el estudio en lo que se ha presentado como vórtices de punta de ala, los cuales influyen en gran medida sobre la resistencia al avance inducida. En la siguiente imagen observamos el fenómeno en el que el aire a más alta presión (existente sobre la superficie inferior del ala) intenta igualarse con el de más baja. El aire a alta presión tenderá a moverse en el sentido de las agujas del reloj hacia el área de presión baja. De manera contraria, el área de presión baja tenderá a rotar en el sentido contrario hacia el área de presión alta. Esto resulta en un vórtice espiral que tiene su punto más fuerte cerca del extremo de cada ala. En la figura 12 observamos este concepto de manera visual.

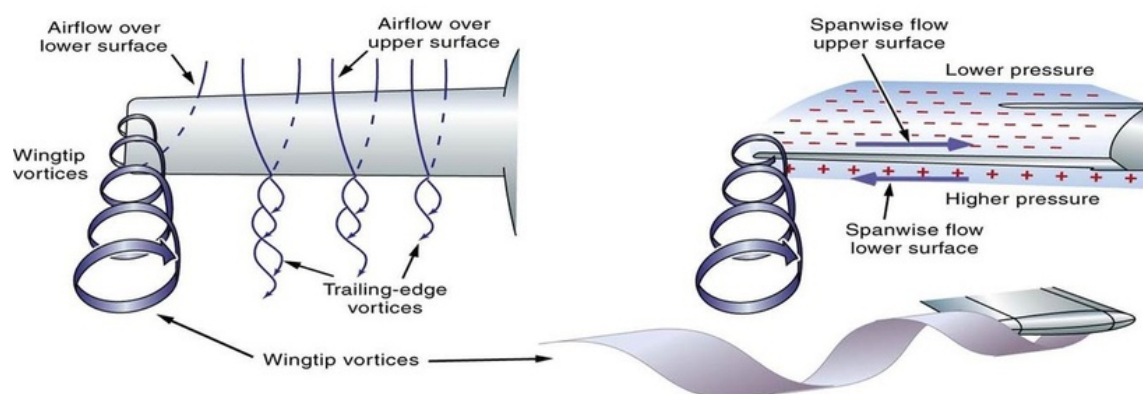


Figura 12 - Vórtices de punta de ala y cómo se generan

Los remolinos que se crean en los extremos de las alas producen una fuerza descendente en la parte posterior del perfil alar, denominada “downwash” en inglés. Esta fuerza es muy fuerte en el extremo del ala y se va reduciendo a medida que nos acercamos al fuselaje. El ángulo de ataque efectivo del ala decrece debido al flujo inducido por esta fuerza, dando como resultado una componente hacia abajo de la fuerza aerodinámica y que actúa sobre la integridad del ala. Esta componente de fuerza hacia abajo es lo que hemos llamado resistencia inducida ya que como su nombre indica viene inducida por estos remolinos creados en los extremos del ala. En las figuras 13 y 14 observamos el comportamiento y efecto de esta componente sobre el ala.

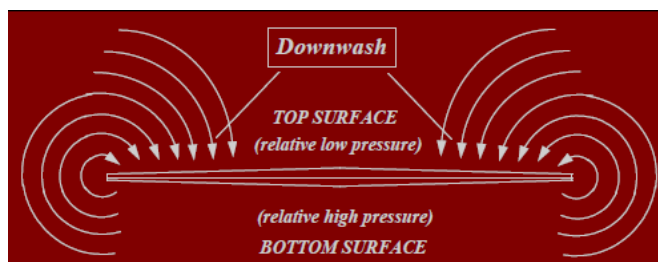


Figura 13 - Efecto "Downwash"

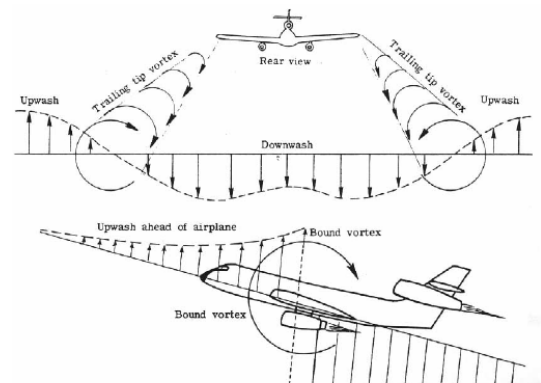


Figura 14 - Distribución de fuerzas sobre el ala



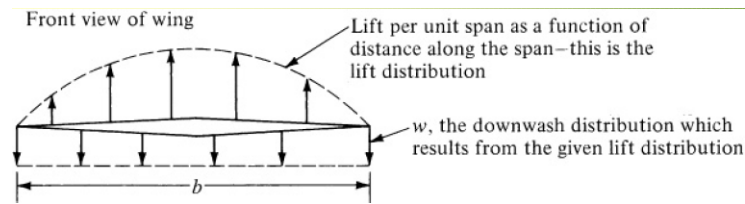


Figura 16 - Distribución de "Lift" y "Downwash"

En la parte superior (con forma parabólica) vemos graficada la fuerza de sustentación y en la parte inferior del ala (w) observamos la fuerza "downwash".

Según la teoría del flujo incompresible, definimos  $\alpha_i$  como:

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi \cdot AR} \quad \text{Ecuación 4 - Relación entre ángulo de ataque inducido y } C_L \text{ y } AR$$

Dónde  $C_L$  corresponde al coeficiente de sustentación del perfil alar y AR "Aspect Ratio" al ratio de aspecto (expresión introducida anteriormente). A partir de la anterior ecuación desarrollamos la expresión de la resistencia inducida:

$$D_i = L \times \frac{C_L}{\pi \cdot AR}$$

$$D_i = \left( C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S \right) \times \left( \frac{C_L}{\pi \cdot AR} \right)$$

$$\frac{D_i}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR};$$

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR}$$

Ecuación 5 - Expresión del coeficiente de resistencia inducida

La expresión anterior corresponde al coeficiente de resistencia inducida y ésta se puede trasladar a una ecuación válida para cualquier tipo de ala, incluyendo el parámetro (e) que corresponde al factor de eficiencia de la envergadura de ala "span efficiency factor".

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad \text{Ecuación 6 - Coeficiente de resistencia inducido, incluyendo factor de eficiencia}$$

Este factor (e) adquiere el valor de 1 para alas elípticas, mientras que para el resto de formas de ala el factor (e) siempre será menor que la unidad. Por esta razón el coeficiente de resistencia inducida siempre será mínimo para alas de forma elíptica.



## 4 Sistemas para reducir la resistencia inducida

### 4.1 Introducción

Como se ha mencionado en el anterior apartado, existe una componente de la resistencia al avance que recibe el nombre de resistencia inducida. Ésta se crea principalmente por el efecto de la diferencia de presiones y a los vórtices que debido a ella se crean en la punta del ala.

Muchos de los viajeros que vuelan regularmente habrán visto lo que recibe el nombre de “Winglet” o “Wingtip” en el extremo del ala de un avión comercial. Cada vez se pueden observar con más frecuencia y en más tipos de aeronaves, y por eso se quiere dedicar esta sección a realizar una buena descripción de ellos, de su historia y funcionamiento; ya que además es esencial para un buen entendimiento general de este proyecto.



*Figura 17 - Imagen de un "Blended Winglet"*

El concepto teórico inicial se da incluso antes de que los hermanos Wright tomaran los cielos en 1905, pero fue acogido y desarrollado por Richard T. Whitcomb de la NASA después de la crisis del petróleo en 1973, con el objetivo de reducir el consumo de combustible.

Los primeros ensayos se llevaron a cabo en 1979/80 en cooperación con la fuerza aérea estadounidense. Casi al mismo tiempo, pero con independencia de cualquier organización militar de Estados Unidos, un productor de jet privado, Jet Lear exhibió un prototipo en 1977: Lear Jet 28 que presentaba por primera vez el uso de “Winglets” en un jet y un avión comercial. Pruebas de vuelo realizadas con y sin dispositivo alar demostraron que los “Winglets” incrementaron el rango máximo de la aeronave alrededor de un 6,5% con la misma carga de combustible y también mejoraron la estabilidad direccional para el Lear Jet.

Un “Winglet” es una extensión vertical localizada sobre las puntas del ala. Diseñado como pequeños perfiles alares, los “Winglets” reducen la resistencia aerodinámica inducida asociada a los vórtices que se desarrollan en los extremos del ala cuando la aeronave se mueve a través del aire. Reduciendo la



fricción de la punta del ala, desciende el consumo de combustible y el rango incrementa. En la actualidad cada vez más y más aviones utilizan los “Winglets” como dispositivo para reducir la resistencia inducida de punta de ala. Algunos aviones están diseñados y fabricados con elegantes “Winglets” doblados hacia arriba que se funden suavemente en los perfiles externos del ala. El ángulo ascendente de la aletilla, su ángulo interno, así como su tamaño y forma son esenciales para el correcto funcionamiento, es por ello que pueden parecer muy diferentes. Otro beneficio potencial de los “Winglets” es que reducen la fuerza de los vórtices de la punta del ala, que deja el avión en su camino. Cuando otro avión pasa a través de estos vórtices, el aire turbulento puede causar pérdida de control, posiblemente resultando en un accidente.



*Figura 18 - Imagen de los vórtices generados tras el paso de un avión*

## **4.2 Tipos de “Winglets”**

En general cualquier dispositivo que haga que el ala de la aeronave acabe de otra forma que no sea horizontal se considera como “winglet”. Podemos distinguir tres tipos de “winglets”: “wingtip fences”, “Winglets” doblados (“blended Winglet”) y “raked wingtips”. A continuación se describen los diferentes tipos mencionados y se presentan las principales diferencias.

### **4.2.1 Wingtip fence**

Son una variante especial de “winglet” y se caracterizan por extenderse tanto hacia arriba como hacia abajo en la punta del ala. Este tipo de “winglet” ha sido uno de los más utilizados por la marca europea Airbus y ha sido introducido en sus aviones comerciales hasta la fecha (excluyendo la familia A330/340 y el futuro A350). El Airbus A300 fue el primer avión en introducir esta solución por defecto, pero era una versión muy pequeña. Cabe destacar el Airbus A320, uno de los aviones más utilizado por las

aerolíneas de corto alcance, ya que hasta la fecha contaba con esta tecnología en sus alas. Además el reciente A380 también cuenta con este tipo de “winglets”.



*Figura 19 - Imágenes de "wingtip fences"*

#### **4.2.2 Blended Winglets**

Son los que se pueden denominar como “winglets reales”. Son los más populares actualmente y utilizados por compañías como Airbus, Boeing, Embraer o Bombardier. Los “winglets” doblados fueron introducidos en primer lugar sobre el McDonnell Douglas MD-11 en 1990. En contraste con los aviones de Airbus que utiliza los “wingtip fence” como dispositivo en la mayoría de sus aviones, los “winglets” doblados son considerados por Boeing por ejemplo como un extra opcional en sus productos, excepto para el Boeing 747-400. Para algunos de los más viejos jets de Boeing (737 y 757). Estos “winglets” son populares entre aerolíneas que operan estos aviones en rutas de medio/largo alcance, ya que la mayoría de los ahorros de combustible se materializan durante la navegación (crucero). Los vuelos más largos significan más crucero, por lo tanto; mayor ahorro de combustible. También son útiles como superficie de marketing para los logos de la aerolínea o direcciones web.



Figura 20 - Imágenes de ejemplo de "Blended Winglets"

#### 4.2.3 Raked Wingtips

Son las variantes más recientes de winglet (son probablemente mejor clasificados como alas especiales), donde la punta del ala tiene un mayor grado de barrido que el resto del ala. Se refieren normalmente como winglets, pero se describen mejor como extensiones del extremo del ala integradas ya que son adiciones (horizontales) al ala existente, en lugar de las soluciones verticales anteriormente descritas. El objetivo de esta característica adicional es mejorar el gasto de combustible, aumentar el rendimiento y reducir la distancia de despegue de la aeronave. Lo hace de manera similar a como lo hacían los "tradicionales" winglets. En la prueba realizada por Boeing y la NASA, los extremos del ala inclinados han demostrado que reducen la resistencia al avance en un 5.5%, en comparación con mejoras de 3.5% a 4.5% de los winglets convencionales. Aviones con "Raked Wingtip": Boeing 747-8, Boeing 767-400ER, Boeing 777 (- 200LR; - 300ER; y las versiones del carguero) más el nuevo Boeing 787 Dreamliner y el nuevo A350 de Airbus. El 747-8, el 787 y el A350 tendrá un nuevo tipo de alas que no tienen un winglet separado, sino "raked Wingtips" integrados sobre la punta del ala.



Figura 21 - Imágenes de "Raked Winglets"

### 4.3 Ventajas e inconvenientes de los Winglets

#### Ventajas:

Diseñados correctamente, los “winglets” reducen la resistencia inducida de punta de ala durante el despegue y el vuelo en crucero, lo que se convierte en un ahorro de combustible, un incremento del rango de la aeronave, una disminución de la distancia de despegue, una altitud de crucero más elevada, una velocidad de crucero mayor y finalmente una reducción del ruido en el despegue. Todas estas mejoras se pueden conseguir gracias a estos dispositivos sin que eso suponga un incremento en la envergadura del ala (factor limitante en aeropuertos), es decir se consigue un efecto parecido al que se conseguiría si aumentáramos lo suficiente la envergadura de las alas. Finalmente cabe decir también que suponen una mejora en lo que a estética se refiere.

#### Inconvenientes:

1. *Resistencia al avance:* los “winglets” suponen un incremento de la resistencia de forma debido a el área del “winglet” en sí y además por las interferencias de flujo entre éste y el ala.
2. *Peso:* Supone un incremento de peso, aunque este es menor al que supondría un incremento en la envergadura del ala para obtener resultados similares.
3. *Cambios estructurales:* La colocación de “winglets” y por tanto el incremento de momentos torsores pueden requerir refuerzos estructurales.
4. *Estabilidad:* El efecto del “winglet” puede comprometer la estabilidad de la aeronave. Además, un “winglet” vertical añade área lateral al avión lo que puede reducir el viento lateral máximo admisible por la aeronave durante el aterrizaje.

## 5. Factores externos que influyen sobre el vuelo

Con el objetivo de conocer mejor el comportamiento de una aeronave durante el vuelo y de cómo funciona este, se considera interesante incluir un apartado que contenga y se detalle información de cómo influye el exterior, es decir la atmósfera, en el vuelo de un avión. Además, esta parte teórica es esencial para posteriormente realizar una buena simulación con Ansys y detallar con buena precisión el fluido que incidirá sobre los modelos creados en 3D.

### 5.1 International Standard Atmosphere (ISA)

La Atmósfera Estándar Internacional (conocida por sus siglas en inglés, ISA, de International Standard Atmosphere) es un modelo matemático sencillo que sirve para estimar las propiedades atmosféricas en función de la altitud.

El modelo ISA viene a representar la atmósfera típica de las latitudes medias. La atmósfera real nunca se comporta exactamente como la Atmósfera Estándar Internacional, pero sí se parece lo bastante como para que el modelo sea útil en muchas ocasiones, tales como el diseño de vehículos aéreos y la altimetría barométrica. En estos casos, el uso de un modelo atmosférico estandarizado es evidentemente ventajoso, pues en todo caso hace falta un modelo matemático del comportamiento de la atmósfera para cometer tales labores y, si no hay un modelo de referencia reconocido por toda la comunidad aeronáutica, no es posible comparar los méritos de diferentes diseños de forma fiable y la altimetría barométrica se vuelve inútil.

### 5.2 Presión, densidad y temperatura

Para entender la relación entre el rendimiento de una aeronave y el juego de los factores atmosféricos, se tiene que entender la correlación entre la presión del aire y la temperatura con la densidad del aire.

Con el incremento de la presión del aire, se produce un incremento directo de la densidad atmosférica (en el supuesto que la temperatura se mantenga constante). El valor de presión en términos de la Atmósfera Estándar Internacional (ISA) es “1013.25 hectopascales” y el valor de densidad es de “1,225 g/m<sup>3</sup>”. Estos valores se toman como valores estándar y se establecen a el nivel del mar. De forma similar, un decrecimiento en la presión del aire resultaría en un decrecimiento proporcional de la densidad del aire.

Si la presión se mantiene constante, un crecimiento de la temperatura del aire supondría un decrecimiento de la densidad de éste. De forma similar, un decrecimiento en la temperatura comportaría un incremento de densidad.

### 5.3 Reducción de la densidad y rendimiento de la aeronave

La densidad del aire es vital para el rendimiento de una aeronave, principalmente porque su papel en la creación de sustentación y en mantener una mezcla favorable de carburante/aire. Una variación en la temperatura y presión altera la densidad del aire y esto afecta a lo anteriormente mencionado.

Consideramos por ejemplo un avión despegando de un aeródromo al nivel del mar y subiendo a una altitud de 10.000 pies. El incremento de presión estándar (ISA) es de “1hpa por 30ft.”. Si existen las condiciones ISA (presión=1013,25hpa y temperatura=15°C) en el área, la presión a 10.000 pies sería de 697hpa. Este decrecimiento de presión resulta en un decrecimiento de densidad, que se reduce de 1225 g/m<sup>3</sup> (ISA) a 905 g/m<sup>3</sup>. Esta reducción de presión atmosférica, por tanto, reduce el rendimiento de la aeronave de las siguientes maneras:

- Una reducción de presión altera la creación de sustentación. Una densidad reducida significa menos moléculas de aire fluyendo alrededor del ala para generar sustentación.
- Una reducción de presión altera el ratio de combustible/aire. Una densidad reducida, en este caso, implica que hay menos número de moléculas entrantes en el cilindro de la turbina. Esto varía el ratio óptimo requerido de combustible del avión por las moléculas de aire, para mantener la eficiencia del vuelo.

#### **5.4 Variación de temperatura y rendimiento**

Un incremento de la temperatura de una parcela de aire crea hiperactividad entre las moléculas de éste; las moléculas ganan energía y por tanto se comportan de manera mas brusca para utilizar esta energía extra. El movimiento de las moléculas de aire pasa a ser algo errático y esto lleva a que se den colisiones una con otra. Estas colisiones hacen expandir el volumen total de ésta parcela específica de aire, efecto que conlleva un decrecimiento de la densidad.

Si un avión proveniente de una parcela de aire a 20°C penetra otra a una temperatura de 40°C (manteniendo una altitud constante), su rendimiento se verá disminuido sustancialmente. El incremento de temperatura lleva a un decrecimiento de la densidad, que a su vez afecta en el rendimiento de la aeronave en términos de reducción de la habilidad de sustentación y de la masa de aire que penetra los cilindros para combustión.

Para combatir esta reducción de rendimiento, existen dispositivos como supercargadores y turbocargadores para condensar el aire atmosférico a su densidad óptima requerida por el motor.

## 5.5 Parámetros que actúan sobre la aeronave

### 5.5.1 Número de Mach

Un avión se desplaza por el aire, las moléculas de aire cercanas a la estructura son desplazadas y se mueven alrededor de ella. Si el avión avanza a velocidades bajas, típicamente menores a 250 millas por hora, la densidad del aire se mantiene constante. Para velocidades más elevadas, una parte de la energía de la aeronave se traslada y ayuda a la compresión del aire, lo que conlleva un cambio en la densidad de éste. Este efecto de compresión altera la cantidad de fuerza resultante sobre la aeronave. El efecto se hace más notable a medida que la velocidad incrementa. Cerca y sobrepasada la velocidad del sonido, unas 760 millas por hora, pequeñas turbulencias en el flujo son transmitidas a otras localizaciones con entropía constante. Una turbulencia considerable, sin embargo, afecta tanto a la sustentación como a la resistencia al avance de la aeronave.

Debido a la importancia de esta ratio de velocidades, se ha designado un parámetro especial conocido como Número de Mach. Este número (M) nos permite definir diferentes regímenes de vuelo en los que los efectos de compresibilidad pueden variar.

El número de Mach se define como se muestra en la ecuación 7 y se observa que cuando la velocidad del fluido es igual a la velocidad del sonido tenemos un  $M = 1$ .

$$M = \frac{V}{C} = \frac{\text{velocidad del fluido}}{\text{velocidad del sonido}}$$

*Ecuación 7 - Expresión del número de Mach*

Normalmente, las velocidades de vuelo se clasifican según su número de Mach en:

- Subsónico  $M < 0,7$
- Transónico  $0,7 < M < 1,2$
- Supersónico  $1,2 < M < 5$
- Hipersónico  $M > 5$

Desde el punto de vista de la mecánica de fluidos, la importancia del número de Mach reside en su relación con la compresibilidad de un gas; cuando este número es menor de 0,3 se considera fluido incompresible en el estudio de aerodinámica y modelos con aire o gases, simplificando notoriamente los cálculos realizados por ordenador.



### 5.5.2 Viscosidad

La viscosidad es una medida de la resistencia de un fluido a ser deformado. En otras palabras, la viscosidad es una medida de la resistencia de un fluido a fluir. Describe la fricción interna de un fluido en movimiento. Un fluido con elevada viscosidad resiste el movimiento porque su movimiento molecular le da una gran fricción interna.

### 5.5.3 Número de Reynolds

La resistencia que experimenta un ala durante el vuelo es función del número de Reynolds. Normalmente el número de Reynolds es un factor determinante del flujo de aire a la hora de determinar si vence el efecto inercial o el viscoso.

Si el número de Reynolds es elevado, el efecto viscoso es pequeño. Los valores de inercia y fuerzas de densidad dominan, y la resistencia parasítica incrementa con la velocidad elevada al cuadrado. Aunque la viscosidad sea poco importante puede seguir afectando la delgada capa límite, llevando a la creación de flujo turbulento.

La importancia del Número de Reynolds, reside entonces en que nos permite definir el tipo de flujo que se puede esperar. Indica si se puede esperar un flujo laminar sobre el ala y otras partes de la aeronave. Un número de Reynolds bajo conlleva un flujo laminar mientras que un Número de Reynolds elevado supone la existencia de flujo turbulento. Para ambos laminar y turbulento, un incremento del Número de Reynolds tiene como resultado una menor resistencia al avance superficial. Sin embargo, debido a la mayor pérdida de energía en la capa límite, una capa turbulenta tiene mayor resistencia al avance superficial.

El Número de Reynolds crítico se define como el valor de Reynolds a partir del cual la capa límite que se crea es turbulenta. El rango de Número de Reynolds en que la capa es laminar o turbulenta depende en gran medida de la forma y sobretodo del acabado superficial. Normalmente la transición sobre el ala ocurre entre valores de Reynolds comprendidos entre 100.000 y 500.000.

La resistencia de forma varía en función del número de Reynolds, Para valores de Reynolds elevados el flujo se torna turbulento, lo que provoca grandes fluctuaciones locales de la velocidad del flujo de aire en zonas cercanas a la superficie. Este fenómeno hace que haya una pérdida de energía mucho mayor que en la capa laminar. El resultado es un incremento de la resistencia al avance.



El número de Reynolds se define mediante la siguiente ecuación:

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu} = \frac{VL}{\nu} = \frac{QL}{\nu A}$$

*Ecuación 8 - Expresión del número de Reynolds*

Dónde:

V es la velocidad del fluido principal (m/s)

L es una dimensión característica lineal (m)

$\mu$  es la viscosidad dinámica del fluido (Pa·s)

$\nu$  es la viscosidad cinemática ( $\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$ )

$\rho$  es la densidad del fluido ( $\text{kg}/\text{m}^3$ )

## 6 Diseño CAD y simulación

Como se ha hecho esmento a inicios de este informe, el objetivo de este proyecto es realizar una simulación CFD para conocer de manera teórica y práctica el comportamiento del ala de un avión cuando se introducen sistemas de reducción de resistencia inducida de puta de ala. El objetivo es entender y observar de manera gráfica y práctica el funcionamiento de las alas de un avión y contrastar los conocimientos teóricos adquiridos en la asignatura de mecánica de fluidos. Además, se desea llegar a comparar el rendimiento y mejoras que añade el uso de “winglets” a la hora de reducir la resistencia al avance inducida que se genera en la punta del ala de las aeronaves.

En los siguientes apartados se detalla cómo se han realizado los distintos modelos 3D de un ala de avión real. Para ello se ha tomado el software (utilizado a lo largo del grado en ingeniería industrial) SOLIDWORKS ya que se tenía un mejor conocimiento y manejo de éste. Con el objetivo de conseguir la mejor simulación y más real posible se han estudiado varias opciones y se ha tomado como referencia las dimensiones alares de un AIRBUS A-320. Se ha tomado el Airbus A320 como modelo ya que a lo largo de su historia y sus versiones ha introducido en sus alas diferentes modelos de “winglet” manteniendo siempre un diseño alar parecido. El Airbus A320 contaba hasta ahora con dispositivos de “wingtip fence” mientras que los nuevos A320-Neo montan los denominados “Sharklets” (“winglets doblados”) sobre sus alas.

Es cierto que debido a las políticas de confidencialidad de éstas grandes empresas resulta complicado acceder a los datos y conseguir unos lo suficientemente verídicos, pero mediante un minucioso trabajo se ha conseguido llegar a una geometría bastante similar a la que presenta el ala de un AIRBUS de este tipo.

En lo referente a la simulación posterior con Ansys, también se ha querido recrear de la manera más fiel y real posible la realidad. Por ello se ha llevado a cabo un estudio de las condiciones y parámetros de vuelo de un Airbus A320, lo que ha permitido fijar unas buenas condiciones de contorno sobre el volumen de control y por tanto obtener unos resultados bastante certeros.

## 6.1 AIRBUS A-320

Cómo se ha introducido ya, era crucial que, para obtener unos buenos resultados y por tanto llegar a unas conclusiones para el trabajo lo más verídicas y fiables posibles; partir de un modelo 3D lo más parecido a un avión real (geométricamente hablando). Por esta razón se ha dedicado gran esfuerzo en recopilar correctamente los diferentes valores dimensionales del ala de este renombrado avión comercial.



*Figura 22 - Airbus A320 con los nuevos "sharklets"*

El A320 es un avión en cuatro diferentes tamaños (A318, A319, A320 y A321) lo que significa que es la familia de aviones más versátil y exitosa. Puede transportar de entre 100 a 240 pasajeros y viaja en cualquier rincón del planeta. En cada continente un A320 despegue o aterriza cada dos segundos. Desde el calor del desierto a las gélidas pistas de despegue del Ártico o de cortas pistas urbanas a aeropuertos a enormes altitudes, el A320 puede transportar pasajeros a cualquier lugar.

Se considera el avión de un solo pasillo con mayor rango. Desde su introducción, aerolíneas y pasajeros se han beneficiado de la excepcional eficiencia y calidad del A320, modelo que ha permitido abrir un gran abanico de posibilidades a la hora de viajar en todo el mundo. Actualmente con las nuevas opciones de motores (NEO) la familia A320 continúa siendo de gran competencia y lo seguirá haciendo durante los próximos años a nivel mundial.

Por estas razones anteriormente destacadas se ha considerado una gran oportunidad el hecho de recrear el ala de un modelo comercial como es el A320 y probar sobre él las mejoras que los nuevos "sharklets" introducen respecto a un ala sin dispositivo. Además, el A320 ha incorporado diferentes modelos de "winglet" a lo largo de su historia, pasando desde la típica barrera de punta alar (como la que incorpora el A380) a los actuales "sharklets" que incorporan los nuevos modelos ("wingtip" curvado y sustancialmente más agresivo) con un diseño alar que se ha mantenido sustancialmente parecido y que, por tanto, nos permite una simulación real y fiel a la realidad.

### 6.1.1 Diseño alar

Como es evidente el AIRBUS A320 se trata de una de las aeronaves más renombradas del mercado, producto de una de las firmas más punteras en el mercado de la aviación comercial y por ello es muy complicado, tanto por confidencialidad como por aspectos técnicos, crear un modelado 3D idéntico al modelo original. Aun así, se ha conseguido una buena cantidad de parámetros dimensionales que ha permitido la generación de un modelado bastante parecido a lo que realmente es el ala del A320.

En lo que al ala se refiere son necesarios varios parámetros clave para recrear el ala con veracidad y obtener después una buena simulación. En primer lugar, se determinaron los parámetros básicos de esta como por ejemplo la envergadura total del ala o las longitudes de cuerda del perfil. La envergadura total del A320 es de 34,1 metros sin incluir el “winglet” (“sharklet” para los últimos modelos). Para los modelos con “sharklet” la envergadura es de 35,8 metros desde punta a punta de ambos dispositivos. De esta manera podemos también determinar parámetros de los “winglets” (resultados que se detallarán más adelante). En las imágenes que se incluyen a continuación se puede observar las diferencias en cuanto a envergadura alar se refiere, entre un modelo antiguo de A320 (con “winglet” plano) y el modelo actual que incluye los conocidos “sharklets”. La diferencia de envergadura entre ambos corresponde a la longitud que añade el nuevo sistema de punta de ala que incorpora AIRBUS. En las figuras 23 y 24 observamos valores que nos permiten calcular la inclinación del ala además de la envergadura del “winglet” y la envergadura extra que añaden a la propia del ala.

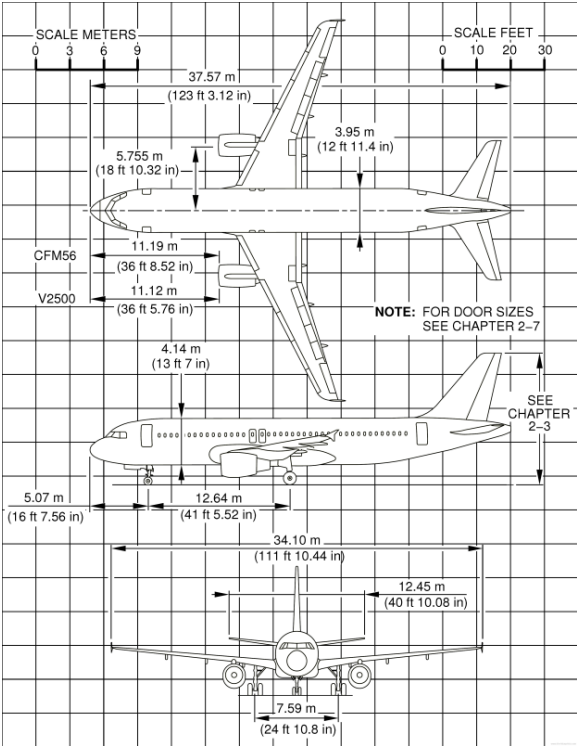
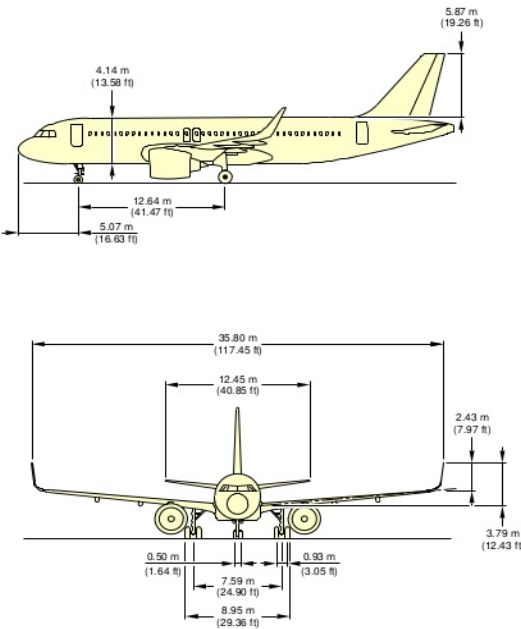


Figura 23 - Planta, vista frontal y lateral de un Airbus A320

**A320/A320NEO**

AIRCRAFT CHARACTERISTICS - AIRPORT AND MAINTENANCE PLANNING

\*\*ON A/C A320neo



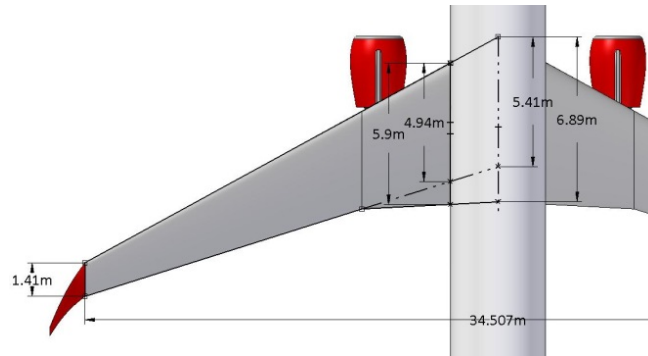
NOTE:  
RELATED TO AIRCRAFT ATTITUDE AND WEIGHT.

N\_AC\_020200\_1\_0090101\_01\_00

General Aircraft Dimensions  
(Sheet 1 of 2)  
FIGURE-2-2-0-991-009-A01

Figura 24 - Vista frontal y lateral de un Airbus A320 NEO

Otro parámetro muy a tener en cuenta a la hora de realizar el diseño de la superficie alar es la longitud de la cuerda del perfil. Este valor es variable a lo largo de la envergadura del ala, pero interesa conocer su valor en el fuselaje y en la punta del ala, dónde este es menor. Estos valores son de 6,89 metros en el centro del fuselaje. En la punta del ala el valor de cuerda del perfil es de 1,41 metros. En la siguiente imagen podemos observar los valores propios de la cuerda del perfil a lo largo del ala.



*Figura 25 - Planta y dimensiones alares Airbus A320*

Finalmente, en lo referente a la superficie alar es importante conocer el ángulo de barrido “sweep angle”. Éste último es de 25º para el AIRBUS A320.

Otro elemento crucial a la hora de diseñar el ala de una aeronave es el perfil alar que se utiliza. En el caso del AIRBUS A320 y en la mayoría de aviones comerciales de grandes empresas como Boeing, Airbus o Embraer, no se utiliza un solo perfil alar, sino que es un perfil variable a lo largo de la envergadura del ala. Es por eso que no se ha podido hilar tan fino en este aspecto a la hora de realizar el modelado 3D. Aun así, si ha optado por introducir un perfil NACA 4412 que aportaba valores elevados de sustentación y era útil para recrear de forma verídica el comportamiento del ala del A320.

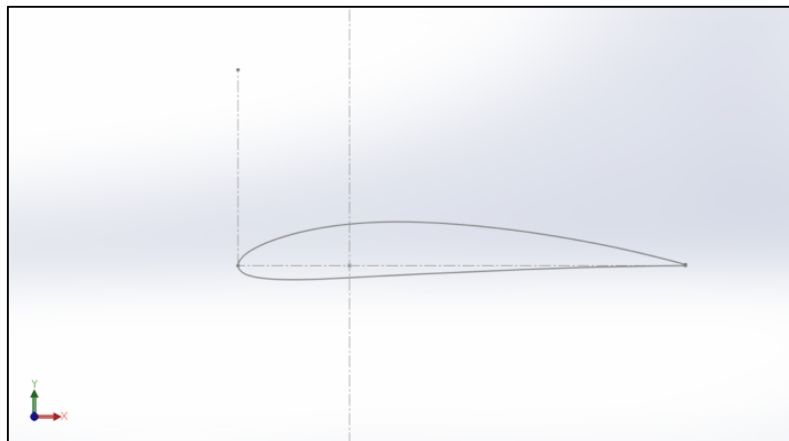
## 6.2 Proceso de modelización

En este apartado se detalla paso a paso el procedimiento que se ha llevado a cabo para el modelado del ala en 3D. Para ello se ha dado cuenta de un software utilizado habitualmente a lo largo del grado y sobre el que se tenía mayor conocimiento. Una vez obtenido el diseño del ala se ha realizado un modelo distinto introduciendo un dispositivo de punta alar para posteriormente realizar la simulación de los modelos y observar las diferencias que introduce cada uno de ellos, en lo que a aerodinámica se refiere; de manera que el hecho de utilizar la misma geometría de ala para los modelos nos permite reconocer que las diferencias en cuanto a comportamiento entre un modelo y otro vienen dadas únicamente por el dispositivo de punta alar.

### 6.2.1 Modelo sin Winglet

El primer paso para la construcción del ala es definir el perfil alar e introducirlo en el software de diseño. Para ello se cuenta con diferentes sitios web y bases de datos de dónde se pueden descargar las coordenadas de diferentes perfiles. Para este proyecto se ha utilizado una base de datos gratuita de la universidad de Illinois. De esta web se han extraído los diferentes puntos (coordenadas) que constituyen el perfil NACA 4412 deseado. Es cierto que este no es el perfil que no encontraríamos sobre un A320 real, pero como se ha comentado resulta casi imposible dar con el perfil real ya que además en muchas ocasiones no se utiliza un perfil único. Así pues, se ha optado por el perfil NACA 4412 ya que aportaba unos coeficientes de sustentación adecuados para el estudio. Las coordenadas del perfil se extraen sobre una hoja Excel dónde se preparan para su posterior manipulación en Solidworks.

Se importan las coordenadas del perfil en Solidworks y mediante la operación “convertir entidades” obtenemos el perfil NACA en forma de croquis. A partir de ahí se procede a dimensionar el perfil según los parámetros correspondientes.



*Figura 26 - Perfil alar NACA importado a Solidworks*

Una vez realizada esta operación y creado el perfil 2D se procede a aplicar el ángulo de barrido de  $25^\circ$  propio del ala del A320. Para ello se abre un nuevo croquis definiendo un nuevo plano que forme  $25^\circ$  grados con el plano perpendicular al frontal que alberga el perfil alar. Sobre este nuevo plano generamos un nuevo croquis que servirá de guía para generar el ángulo de barrido de toda el ala. El ángulo de barrido se mide y se aplica sobre un punto situado a una distancia del 25% de la longitud total de la cuerda del perfil. En las siguientes figuras se muestra la posición del plano y el croquis guía utilizado para aplicar el barrido de  $25^\circ$  y la inclinación del ala propia del Airbus A320.

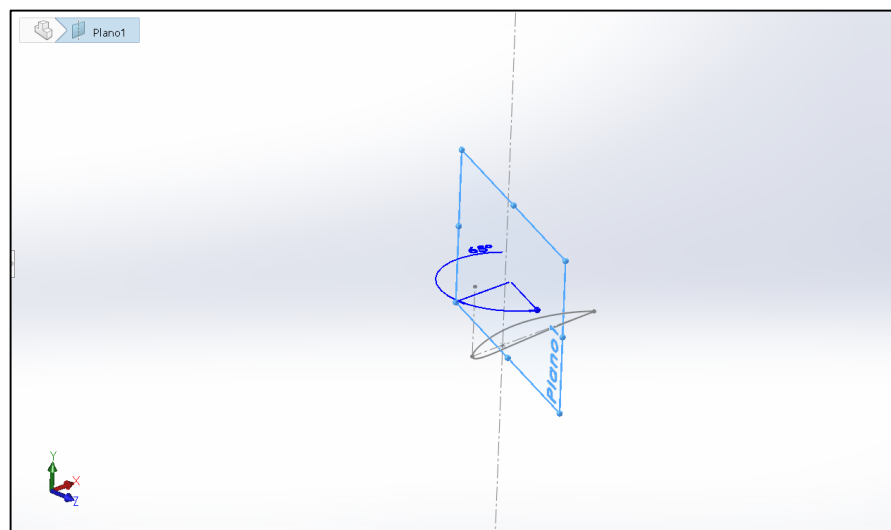


Figura 27 - Plano barrido  $25^\circ$

Seguidamente se pasa a generar dos perfiles 2D más que nos permitirán posteriormente realizar el recubrimiento del ala mediante la operación “recubrir”. Uno de ellos se sitúa a 5,75 metros del primero y el tercero se localiza en la punta del ala, a una distancia de 17,05 metros. En estos puntos se dimensiona el perfil de manera apropiada para generar un recubrimiento homogéneo y lineal.

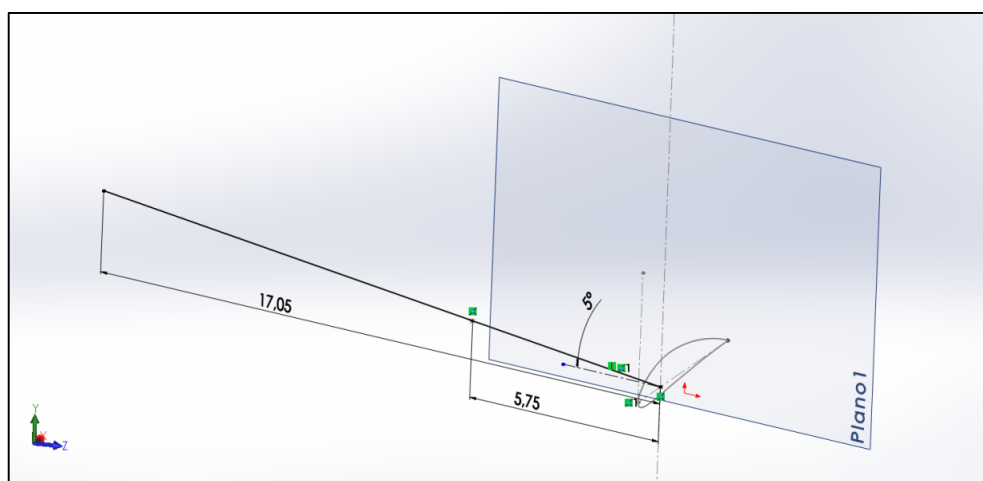
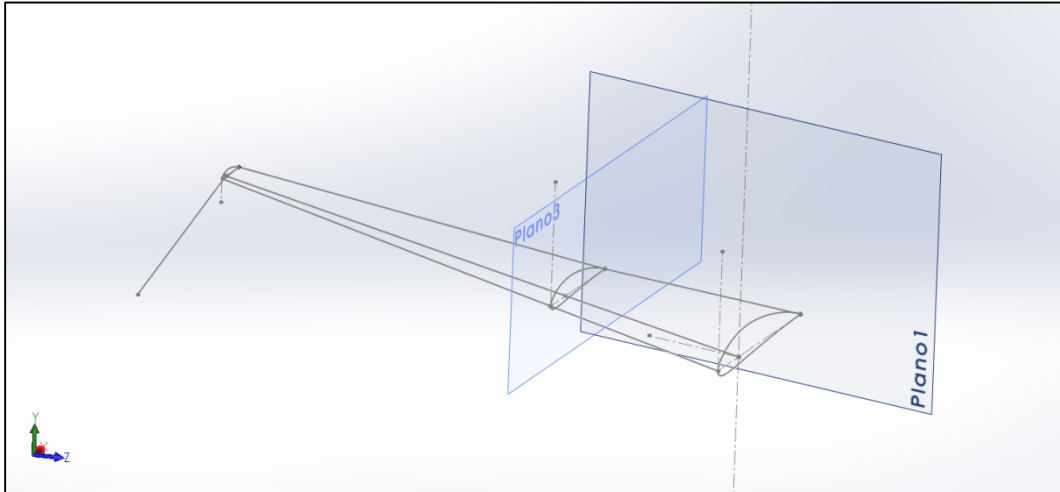


Figura 28 - Eje del ala con  $5^\circ$  de inclinación

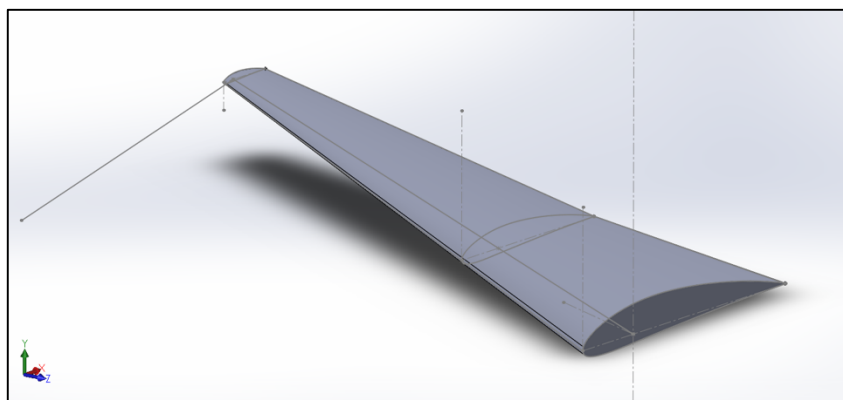


A continuación se genera un croquis 3D para definir las líneas que se utilizarán como curvas guía a la hora de realizar el recubrimiento. Se crean dos líneas, cada una de ellas tangentes a los tres perfiles por la parte frontal y trasera de los perfiles respectivamente. En la siguiente figura observamos el modelado una vez creados los tres perfiles y el croquis 3D mencionado.

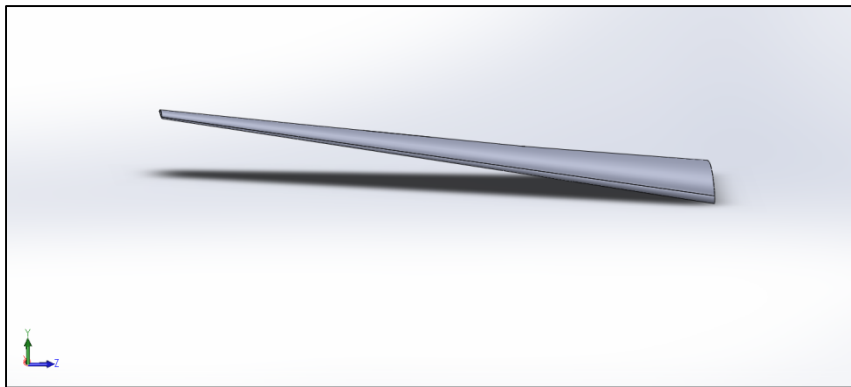


*Figura 29 – Resultado de unir los diferentes perfiles 3D mediante "croquis 3D"*

Una vez obtenemos el modelo anterior procedemos con la última operación. Seleccionamos la herramienta “recubrir” y utilizando el “selection manager” definimos los tres perfiles como bucles cerrados para el recubrimiento, y tomamos los croquis 3D como curvas guía para obtener un recubrimiento más preciso y correcto de manera que nos simplifique posteriormente su análisis con Ansys.



*Figura 30 - Resultado final tras operación de Recubrir (vista 1)*



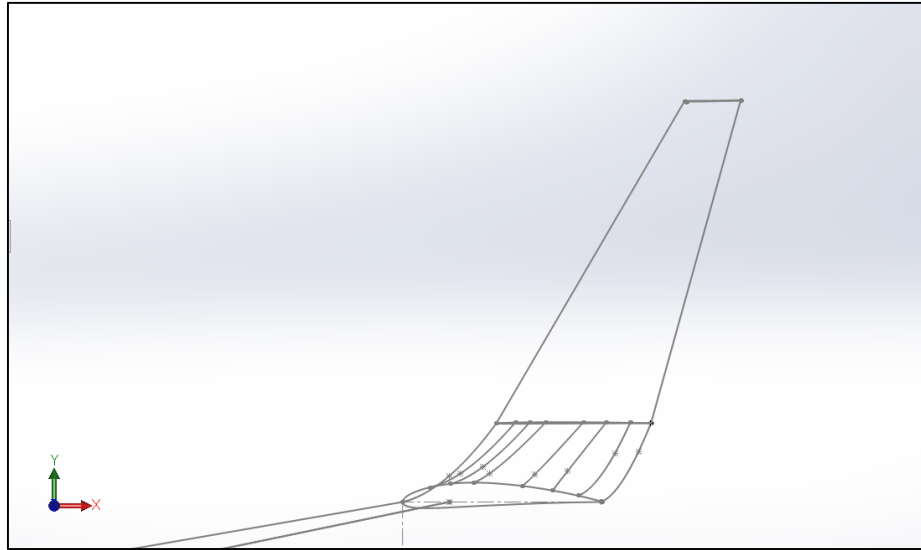
*Figura 31 - Resultado tras operación Recubrir (vista frontal)*

### **6.2.2 Modelo con Winglet doblado (Airbus A320 – Neo)**

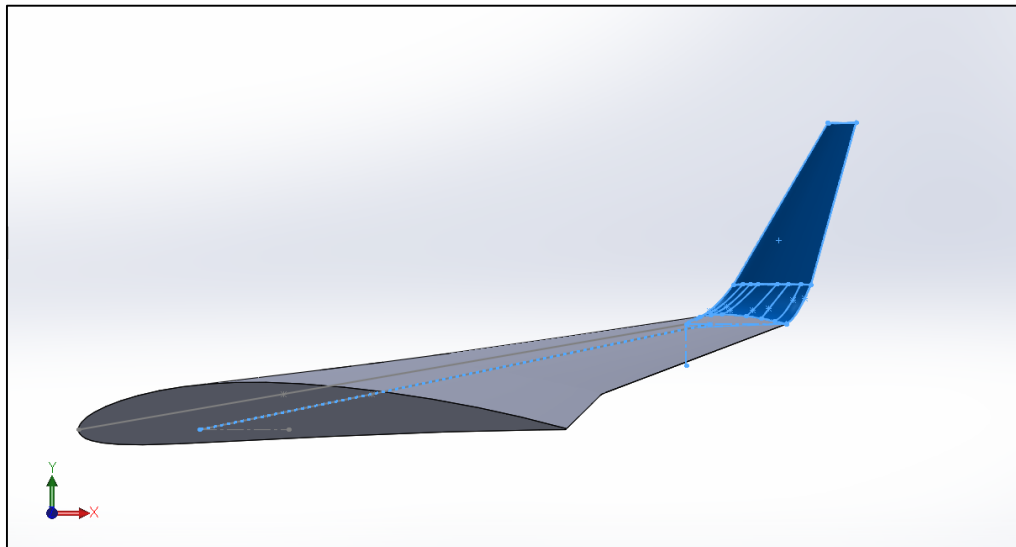
El siguiente modelo que se ha generado introduce un sistema de punta alar similar al que presentan los Boeing 737 (aeronave con la que trabaja Ryanair) y que reciben el nombre técnico de “Blended wingtips”. Este tipo de dispositivo ha sido introducido recientemente por Airbus en los nuevos Airbus A320 Neo y reciben el nombre de “sharklets”.

Para su diseño se parte del ala ya creada con anterioridad y se genera desde la punta de esta. El hecho de utilizar la misma ala en los modelos nos permitirá atribuir las diferencias que observemos con la simulación únicamente al efecto de “winglet”. Para la construcción del “winglet” se añaden varios perfiles 2D dimensionados de manera que se reduce su sección hasta ser mínima en la punta del “winglet”.

Una vez situados los perfiles 2D y dimensionados de manera correcta se unen mediante un croquis 3D generando “splines” entre ellos que posteriormente se utilizarán como curvas guía para la operación recubrir que nos permitirá unir los perfiles dando lugar al “winglet” doblado que se espera. Para que el resultado sea lo más óptimo posible se generará un gran número de curvas guía que permiten que el doblado del “winglet” sea lo más suave y preciso posible. En las siguientes ilustraciones observamos el proceso de montaje del “winglet” así como la geometría final obtenida.



*Figura 32 - Croquis correspondiente a la figura del "sharklet" (con curvas guía)*



*Figura 33 - Resultado final tras Recubrir el "winglet" (curvas guía visibles)*

Las diferentes compañías productoras de aviones comerciales mantienen todos sus estudios aerodinámicos con extrema privacidad y es casi imposible conocer con exactitud las medidas de las diferentes novedades que cada marca introduce, por ello es sumamente difícil recrear uno de estos "winglets" con las dimensiones exactas ya que no podemos dar alcance a unos planos verídicos. Es por tanto que, con el objetivo de realizar una simulación lo más real y exacta posible se debe realizar un largo proceso de investigación y observación para conseguir crear en Solidworks un dispositivo lo más parecido a la realidad. Para ello se han consultado numerosas webs, libros y fotografías; desde numerosos ángulos de manera que se ha podido generar un "winglet" que se asemeja bastante a los

que podemos apreciar sobre una aeronave Airbus o Boeing. Si bien las medidas y dimensiones no son las que presentan los aviones que coexisten hoy en día, lo que se ha conseguido con éste modelado 3D con Solidworks es muy parecido y se espera que se puedan visualizar los resultados que se marcaron en los objetivos de éste proyecto.

### **6.3 Simulación - introducción**

En este punto nos encontramos en la parte esencial y más relevante de este proyecto. Uno de los objetivos del trabajo era poder comparar el comportamiento de un ala de avión cuando a esta se le incorpora un dispositivo de reducción de resistencia inducida y observar las diferencias y mejoras que éste logra incorporar. Para ello se llevará a cabo una simulación mediante el software ANSYS CFX. Se utilizarán los diferentes modelos 3D modelados con Solidworks y una vez importados se simulará mediante software una situación de vuelo a velocidad y altura de crucero para observar las diferencias antes mencionadas. Para conseguir el mejor y más verídico resultado posible se debe partir de un modelado perfectamente detallado y sin imperfecciones y además generar un volumen de control lo más real posible antes de realizar la simulación.

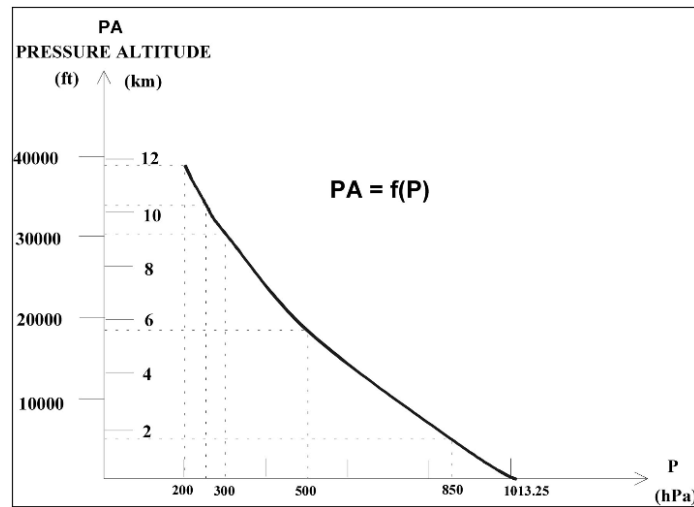
Gracias al estudio minucioso del entorno y de la atmósfera realizado anteriormente en el trabajo podemos definir estas características de la manera más precisa y obtener así una simulación lo más verídica posible. La situación que se quiere recrear, como se ha mencionado anteriormente, es la del vuelo de un Airbus a320 a altura y velocidad de crucero.

Esta aeronave tiene un límite de funcionalidad a 12.000 metros de altitud y su altura de crucero es de alrededor de los 10 y 11.000 metros. A esta altitud el A320 fija una velocidad de crucero óptima de 0,78 Mach, lo que equivale a unos 830 km/h. Estos parámetros, como se mostrará posteriormente nos servirán para definir la velocidad y el comportamiento del flujo de aire que simula ANSYS de manera correcta.

Para realizar una correcta y precisa simulación es importante también definir de manera correcta el volumen de control, es decir la atmósfera (flujo de aire) sobre el que se desplaza nuestro modelo a estudiar. Para ello, y teniendo en cuenta aspectos teóricos definidos con anterioridad, definimos el flujo de aire que se tiene a una altura de unos 11.000 metros sobre el nivel del mar según la atmósfera estándar.

Según la gráfica 1 que se presenta a continuación y con la ayuda de la gráfica podemos aproximar el valor de presión que tendremos a una altura de 11.000 metros según la atmósfera estándar

internacional. Este valor corresponde a una presión de 225 hPa aproximadamente, que son unas 0,26 atm. También se llega a este valor de forma más exacto mediante la ecuación 9.



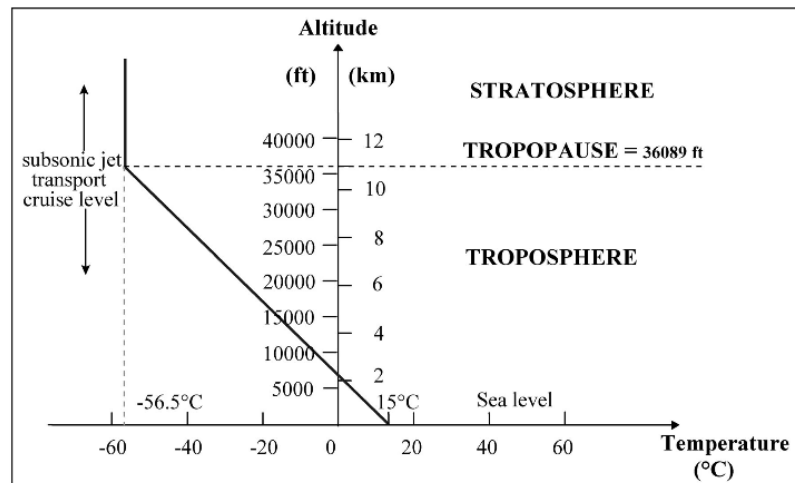
Gráfica 1 - Gráfica (altura-presión) según (ISA)

$$\int_{p_0}^p \frac{dp}{p} = -\frac{g}{R} \int_{h_0=0}^h \frac{dh}{T_0 - 0.0065h}$$

Ecuación 9 - Ecuación de presión según (ISA)

$$p = p_0 \left( 1 - 0.0065 \frac{h}{T_0} \right)^{5.2561}$$

Es importante también, para definir correctamente el fluido, la temperatura que existirá a la altura de crucero del A320. Para ello se dispone de la siguiente gráfica (gráfica 2) que nos define el comportamiento del flujo a medida que incrementa la altura en lo que a temperatura se refiere. Observamos que para una altura de crucero de 11.000 metros corresponde a una temperatura de unos -56°C. Además, interesará la viscosidad y otros parámetros que se detallará cómo y cuándo se introducen en el proceso de simulación con Ansys.



Gráfica 2 - Gráfica (altura-temperatura) según ISA

## PROCESO DE SIMULACIÓN EN ANSYS

### 6.3.1 Geometry:

El primer paso que se debe realizar para llevar a cabo una correcta simulación en Ansys es, por supuesto, importar correctamente el sólido modelado anteriormente con Solidworks. Una vez trabajando sobre Ansys definimos nuestra geometría. Sobre el menú de la izquierda seleccionamos la opción de Fluid Flow (CFX) y a continuación seleccionamos el apartado de "Geometry". Sobre esta pantalla aparece el modelador de ANSYS dónde se puede crear cualquier geometría para posteriormente mallarla y estudiarla. En nuestro caso importaremos el sólido 3D mediante "import external geometry". Es importante para realizar una simulación CFD como la que se realiza en este proyecto, el hecho de crear un volumen de control que actúa como túnel de viento y por tanto sobre el cual definiremos el flujo de aire.

#### Ángulo de ataque:

En primer lugar, antes de definir el volumen de control, aplicamos las operaciones previas necesarias sobre el sólido importado. Aplicamos primeramente una rotación a nuestra ala simulando un ángulo de ataque determinado. Para el Airbus A320, el ángulo de ataque a velocidad y altura de crucero ronda los 3-4 grados. Para las simulaciones se ha tomado un ángulo de ataque de 4 grados en todos los modelos estudiados.

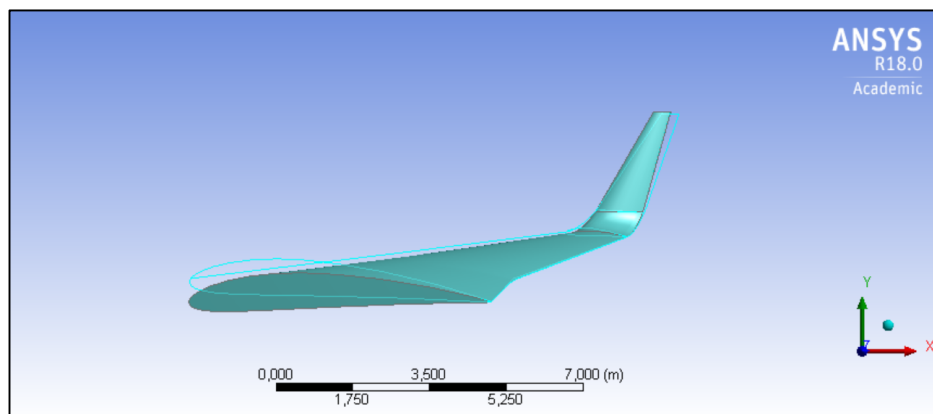


Figura 34 - Operación de rotación generando un ángulo de ataque

#### Volumen de control:

Para simular correctamente un túnel de viento definiremos el espacio de fluido que envuelve la geometría alar mediante la creación de un sólido de dimensiones mucho mayores. Para ello utilizamos la herramienta “enclosure” que proporciona ANSYS y generamos un volumen cúbico como el de la ilustración 35. Se elige el tamaño deseado y se procede a su generación. En este caso se ha definido un volumen cúbico uniforme de 15m en todas las direcciones

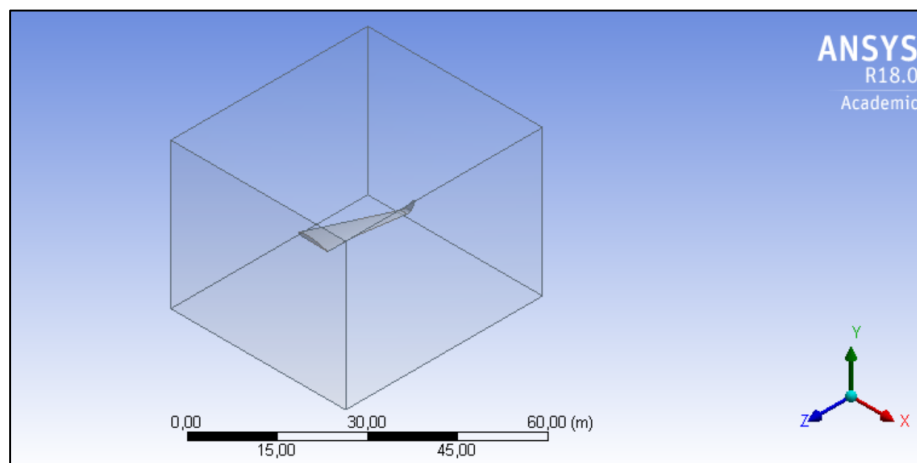


Figura 35 - Volumen de control generado con la herramienta “enclosure”

Una vez se tienen los dos sólidos (ala y túnel de viento) se procede a restar del sólido fluido (túnel de viento) el espacio ocupado por el ala. Cuando restamos ambos sólidos conseguimos un único cuerpo

que simula el fluido, con un espacio hueco que corresponde al volumen ocupado por el ala y por tanto el cuerpo que ejerce resistencia a nuestro flujo y fluido de estudio.

#### Named selections:

El siguiente paso y esencial para un estudio organizado y correcto es definir correctamente los diferentes perfiles y superficies que se ven involucradas en el estudio. Algunos nombres son reconocidos directamente por el software y esto será de gran ayuda cuando introduzcamos valores en la parte de “setup”. Para definir los diferentes elementos se utiliza la función “name selections” que nos permite seleccionar una superficie, perfil o cuerpo e introducir el nombre que deseemos. Mediante esta operación definimos el “Inlet” (superficie frontal del volumen de control creado), “Outlet” (superficie posterior del volumen de control) , las cuatro caras de simetría “SYM” y finalmente damos nombre a la zona que ocupa el volumen del ala “WING”, seleccionando todas las caras correspondientes a este sólido.

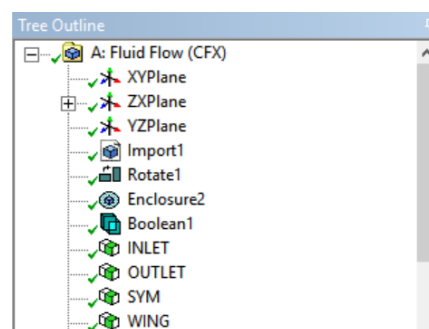


Figura 36 - "Named selections" definidos

### **6.3.2 Meshing:**

Una vez definida la geometría del ala y el volumen de control necesario se procede al mallado de éstos. Este punto es crucial para obtener un buen resultado y lo más real y verídico posible. Para hacer esto posible es esencial generar un buen mallado y que éste sea lo más refinado posible. La importancia de un buen mallado reside en un buen refinamiento, ya que es importante porque agiliza el proceso y el cálculo que lleva a cabo el ordenador. Además, al contar únicamente con la licencia de estudiante, el número de nodos y elementos máximo se reduce considerablemente y únicamente se podrán obtener resultados con un mallado de máximo 500.000 elementos para este tipo de licencia; lo que no es mucho si tenemos en cuenta la complejidad del problema y la precisión que se requiere. Por ello debemos refinar el mallado y hacerlo extremadamente preciso en los puntos más interesantes de cara al estudio CFD.

Para cumplir este objetivo comenzamos por un mallado por defecto generado por Ansys automáticamente. De esta manera observamos un primer mallado y a partir de él generaremos los cambios pertinentes con el objetivo expuesto anteriormente y con el objetivo de mantener el número de elementos por debajo del máximo permitido en la licencia de estudiante. Una vez generado el primer mallado por defecto se modifican parámetros generales del mallado en el menú principal.



Sobre él se cambia “relevance center” de “coarse” a “medium” y de igual manera con “span angle center”. Además, Ansys nos permite definir tamaños mínimos y máximos de las caras de los elementos (ver figura 37). Una vez hecho, se procede a un refinado del mallado inicial. Para obtener el mejor mallado posible se llevan a cabo tres operaciones diferentes con el objetivo de refinar al máximo dicha malla.

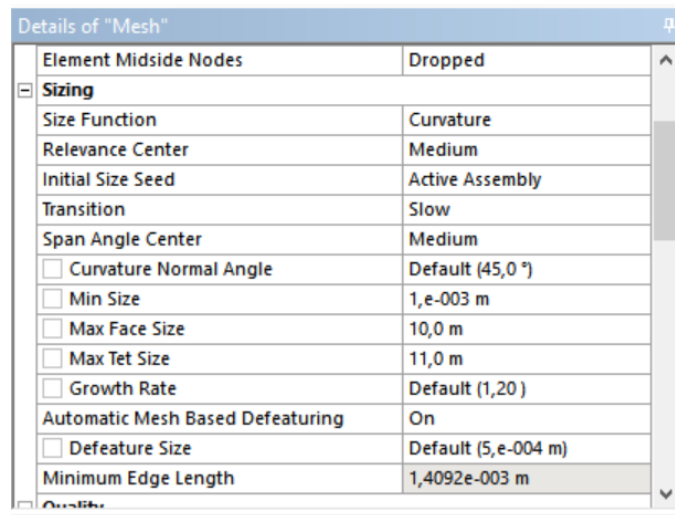


Figura 37 – Valores obtenidos con el primer mallado

### 1. Sizing:

En primer lugar, interesa que el mallado (los nodos) de la superficie alar sea lo más refinado posible; ya que sobre ella centramos el análisis de este proyecto. Nos interesa encontrar una correcta distribución de presiones y velocidades, además de otros parámetros interesantes para la posterior comparativa entre los diferentes modelos. Para ello se utiliza la operación “sizing” que ofrece Ansys. Sobre el menú de la operación, utilizamos el “named selections” definido con anterioridad para definir la superficie sobre la cual aplicaremos el refinado. Elegimos lo que hemos definido como “wing” y que corresponde a las superficies que envuelven el sólido correspondiente al ala. Una vez seleccionado el perfil, la operación nos permite definir el tamaño de elemento máximo que se generará sobre la superficie del ala. Este tamaño se fija en 0,17m. lo que nos permite un mallado mucho más preciso y tupido sobre esta superficie. Este tamaño podría haber sido menor pero debido a las limitaciones que presenta la licencia de estudiante no era posible. En la figura 38 observamos en detalle los parámetros requeridos para generar la operación “sizing”.

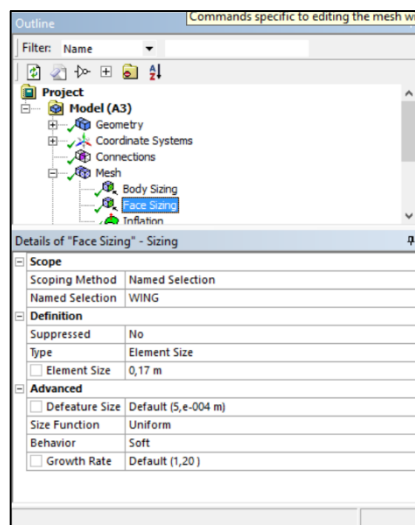


Figura 38 - Parámetros fijados para la operación "sizing" sobre el ala

## 2. Inflation:

Además del ala en sí, es importante conocer y estudiar el comportamiento del flujo en las zonas infinitamente cercanas a su superficie. Por ello, es interesante refinar al máximo el mallado alrededor del perfil alar, consiguiendo un resultado mucho más fiable y un mallado mejor alrededor del ala y menos preciso en el resto de volumen de control. Para ello se cuenta con la herramienta "inflation" que nos permite crear capas del tamaño deseado alrededor del perfil alar consiguiendo el refinamiento del mallado que se desea. En la siguiente figura observamos el procedimiento de la operación y el resultado claramente visible en el contorno del ala.

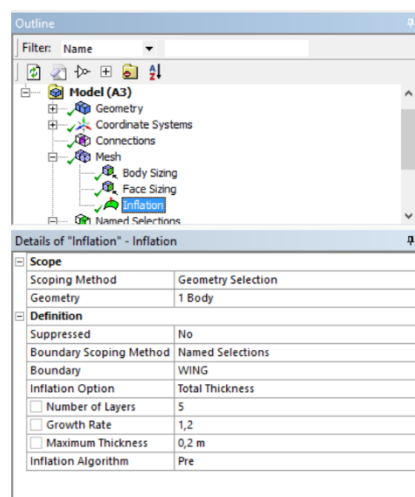
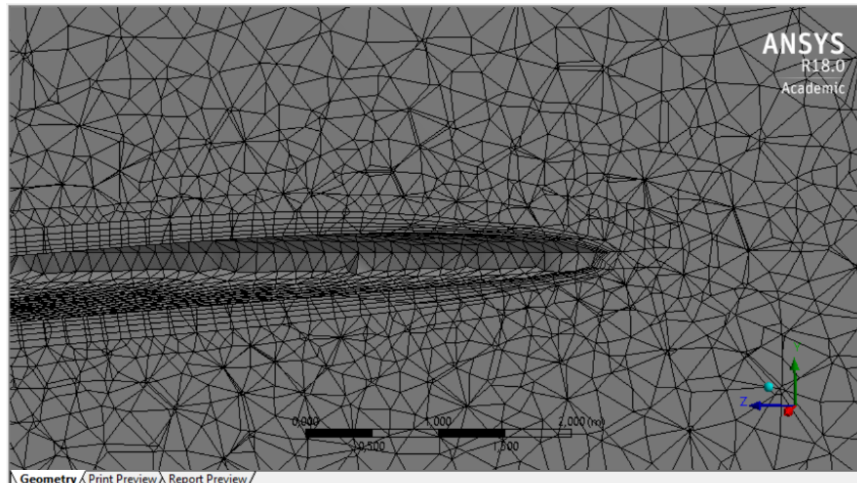


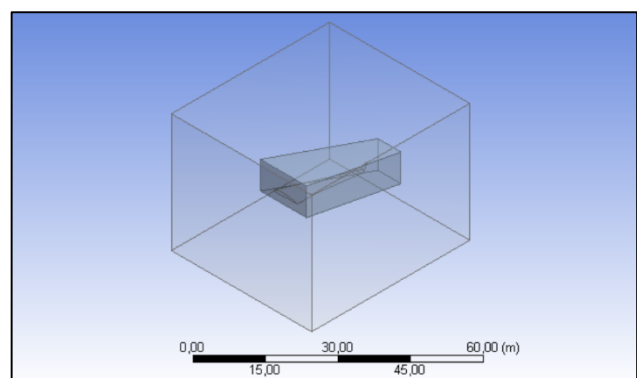
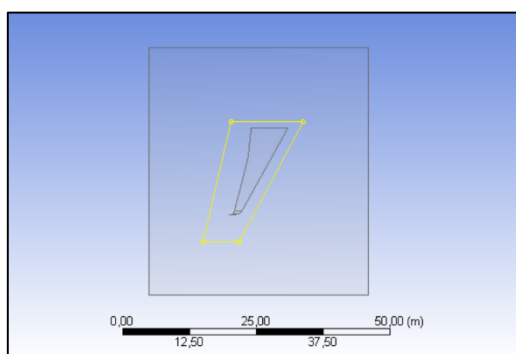
Figura 39 - Parámetros fijados para la operación "Inflation"



*Figura 40 - Resultado obtenido sobre el perfil tras la operación "Inflation"*

### 3. Body of influence:

Finalmente, se ha utilizado la herramienta "body of influence" que permite realizar un mallado más refinado alrededor del ala y dónde el flujo y su comportamiento se ve claramente afectado por ella. Para ello, se parte de un sólido creado anteriormente de dimensiones mucho menores a las del volumen de control y que envuelve el sólido del ala por completo. Este sólido se utilizará como "Body of influence" y se fija un tamaño de elemento en él muy inferior al del resto del volumen de control. A continuación, se muestra el "sketch" generado y el sólido extruido además de la operación de mallado en sí y su resultado. Observamos que alrededor del ala el mallado es mucho más refinado que en el resto del volumen de fluido, el tamaño de elemento se ha fijado en 0,78 m. mientras que para el resto del volumen de control es mucho mayor.



*Figuras 41 y 42 - Sólido creado alrededor del ala para la posterior operación*

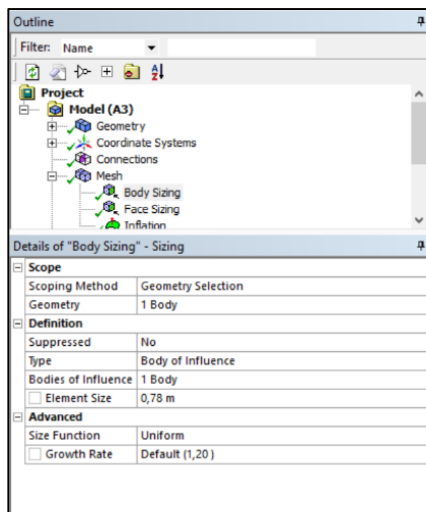


Figura 43 - Parámetros fijados para la operación "Body of influence"

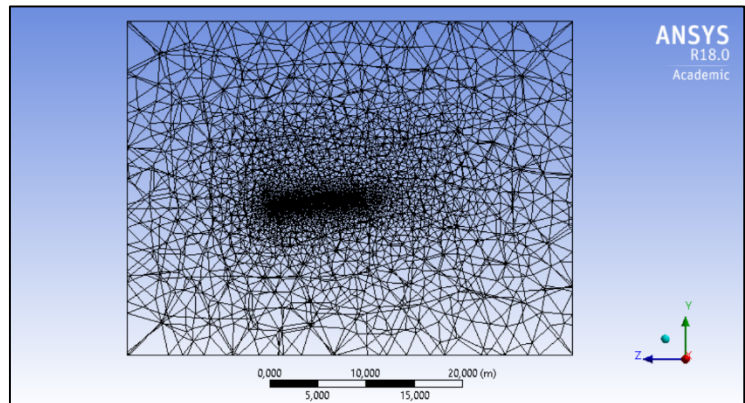


Figura 44 - Resultado tras la operación "Body of influence"

A continuación, se incluyen imágenes con el resultado del mallado final una vez aplicadas las diferentes herramientas de refinamiento. Bajo la pestaña de "sizing" se observan los parámetros y valores seleccionados para el mallado y finalmente bajo "statistics" se obtienen el número de elementos y nodos del mallado definitivo.

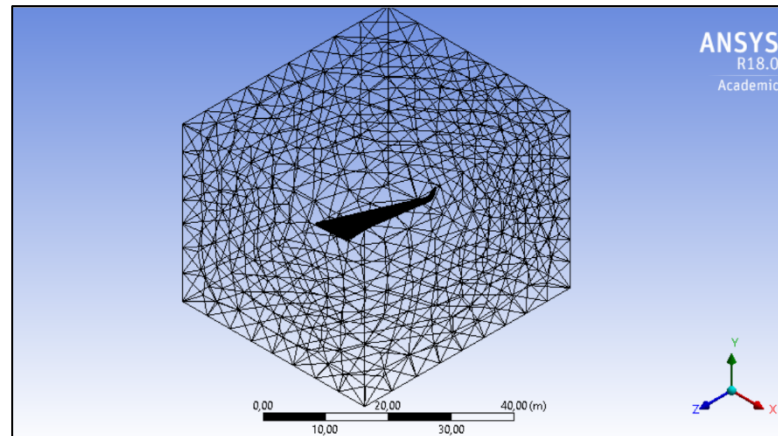


Figura 45 - Resultado final tras el mallado (vista ISO)

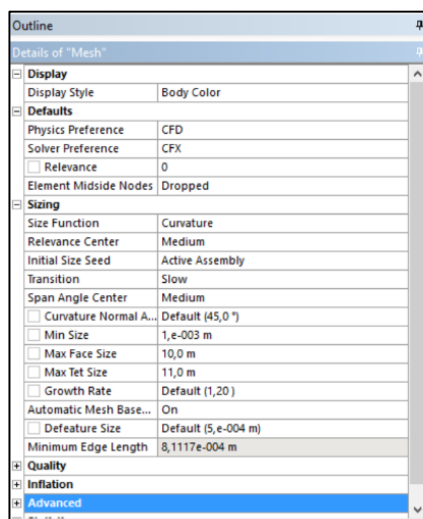


Figura 46 - Parámetros finales de Mallado

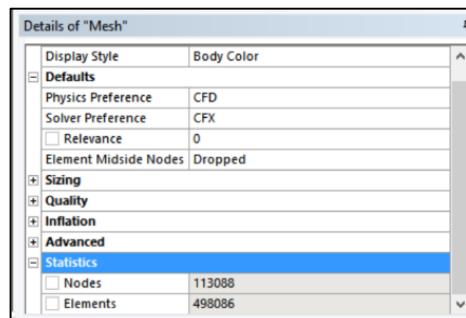


Figura 47 - Número de nodos y elementos tras el mallado

### Calidad del mallado:

Ansyes ofrece la posibilidad de comprobar la calidad del mallado creado, así pues, antes de llegar a este mallado se han probado diferentes combinaciones con el objetivo de, pese a disponer únicamente de la licencia de estudiante, llegar a un resultado óptimo. En el apartado "Quality" y seleccionando la opción "skewness" se nos muestran una serie de valores informativos relacionados con la calidad del mallado generado. Observamos como de media (average) nos marca un valor de aproximadamente 0,2 que corresponde a un mallado de gran calidad.

<b>Quality</b>	
Check Mesh Quality	Yes, Errors
Target Skewness	Default (0.900000)
Smoothing	Medium
Mesh Metric	Skewness
Min	1,1007e-003
Max	1,
Average	0,25304
Standard Deviation	0,1469

Figura 48 - Resultados de calidad del mallado

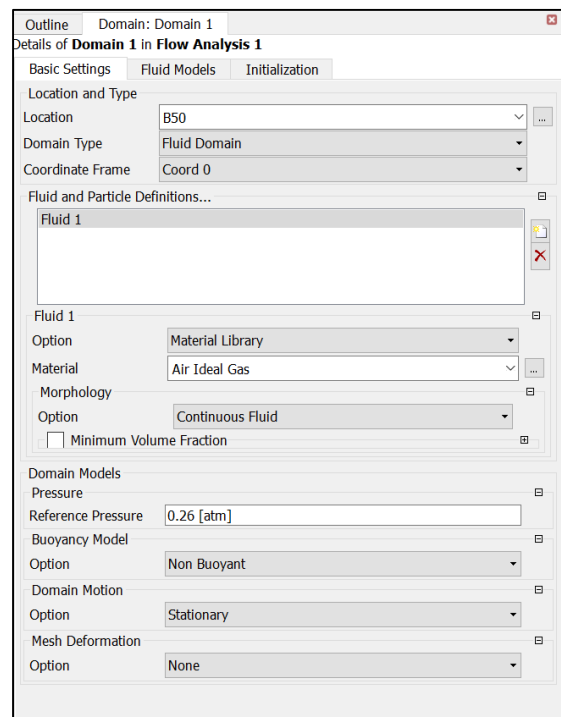
### 6.3.3 Setup:

El siguiente paso en el pre proceso de simulación con CFX corresponde al apartado de "setup". Igual que los pasos anteriores, este de nuevo será idéntico para cada uno de los modelos generados ya que interesa recrear un ambiente externo idéntico para cada uno de ellos. En este punto es importante prestar gran atención a los pequeños detalles con el objetivo de generar un volumen de control (definición de las características del fluido de estudio) lo más preciso y fiel a la realidad posible, de

manera que se consiga una recreación lo más parecida a la de un avión durante su velocidad de crucero. Para ello en este paso será útil el conocimiento adquirido en apartados anteriores y los valores teóricos que se han definido y presentado con anterioridad en relación al fluido y a las características de la atmósfera.

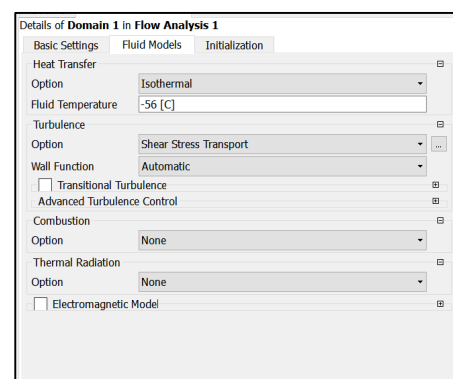
#### *Dominio:*

En primer lugar, se define el dominio de estudio que corresponde al volumen ocupado por el volumen de control. Sobre la pestaña “domain” definimos las características propias de este (parámetros atmosféricos); ver figura 49. En primer lugar, sobre el dominio definimos el volumen sobre el que aplicamos el fluido, este corresponde al sólido obtenido como resultado de la operación “boolean” generado con anterioridad. Sobre el definimos el fluido de estudio (aire gas ideal) y fijamos sus condiciones de contorno. En lo referente a la presión, como se ha introducido anteriormente, se fijará un valor de 0,26 atm correspondiente a una altura de 11.000 metros. El resto de parámetros se fijarán por defecto, no interesa cambiarlos porque se precisa de un fluido continuo, sin considerar los efectos de flotabilidad, estacionario y sin deformación del mallado.



*Figura 49 - Parámetros del fluido fijados sobre el volumen de control*

En segundo lugar, definimos el modelo de fluido sobre el dominio de estudio. Seleccionamos la opción “isothermal” y fijamos una temperatura de fluido de -56 grados Celsius que corresponde a la existente a 11.000 metros según la Atmósfera Estándar Internacional. En la opción de turbulencia seleccionamos la opción de “Shear Stress Transport” que presenta ventajas sobre el resto en estudios donde existe desprendimiento de capa límite.



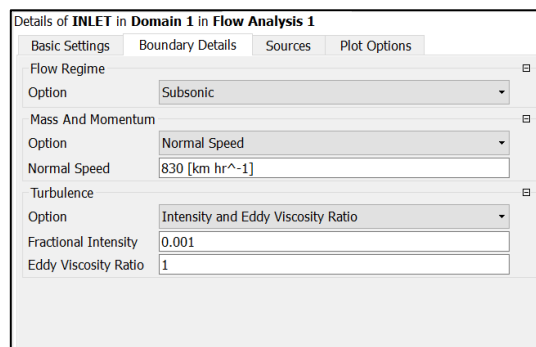
*Figura 50 - Modelo de fluido sobre el volumen de control*

Una vez definido el dominio, pasamos a nombrar y definir todas las partes y componentes del volumen de control. Para ello se utilizan las “named selections” definidas anteriormente en el apartado de geometría y se facilita así el proceso.

#### *Inlet:*

Definimos el “inlet” sobre la cara delantera del volumen de control asociándola a la cara que se había nombrado anteriormente como tal utilizando el “named selections”. El régimen que fijamos sobre esta cara es subsónico (al tratarse de un número de Mach de esta categoría) y definimos la velocidad normal de 830 Km/h. correspondientes a la velocidad de crucero de la aeronave.

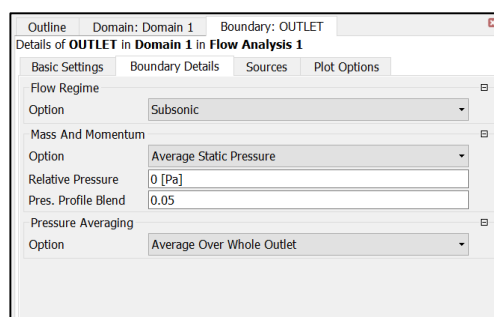
Bajo la pestaña “Turbulence” se define y modifica la intensidad y la viscosidad de la turbulencia a la entrada del volumen de control.



*Figura 51 - Parámetros de velocidad y turbulencia del fluido sobre el "Inlet"*

#### *Outlet:*

La cara trasera del volumen de control se definirá como “outlet”, y corresponde a el área de salida del fluido de estudio.



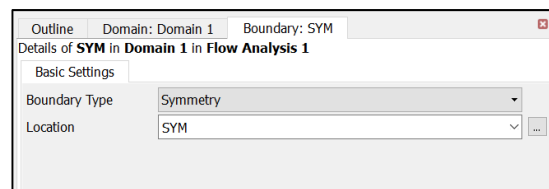
*Figura 52 - Régimen del fluido sobre el "Outlet"*

En el apartado de “Boundary Details” se pide el valor de presión relativa y este se fija en 0 ya que se

indica así que las presiones de entrada y de salida son iguales; es decir que el volumen de control se encuentra a una presión constante en todo el entorno. Al igual que sobre el “Inlet”, se puede definir la turbulencia. El resto de parámetros se dejan por defecto.

#### *Symmetry:*

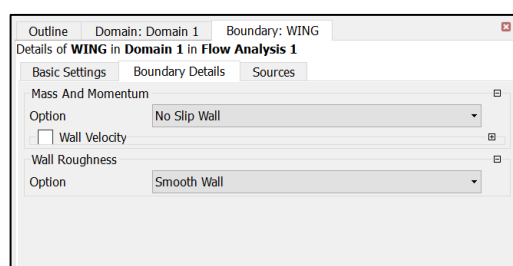
Ahora se debe definir el volumen de control como un espacio infinito, tal y como se da en el aire cuando un avión está volando. Así pues, se definen las paredes del volumen de control como paredes de simetría, indicando así que las condiciones de estas paredes son las mismas que las que se encontrarían en el resto de espacio; a fin de cuentas, estamos tratando un volumen de control.



*Figura 53 - Parámetros de simetría sobre "Symetry"*

#### *Wall:*

La denominación Wall corresponde a las superficies que no son parte del volumen de fluido y que por tanto ejercen resistencia de forma a el flujo de aire. En este caso llamamos Wall a la superficie alar de estudio que anteriormente hemos definido en el apartado de “Geometry” como “Wing”. Así pues, fácilmente podemos asociar la superficie alar con una pared lisa y la definimos como “No Slip Wall”.

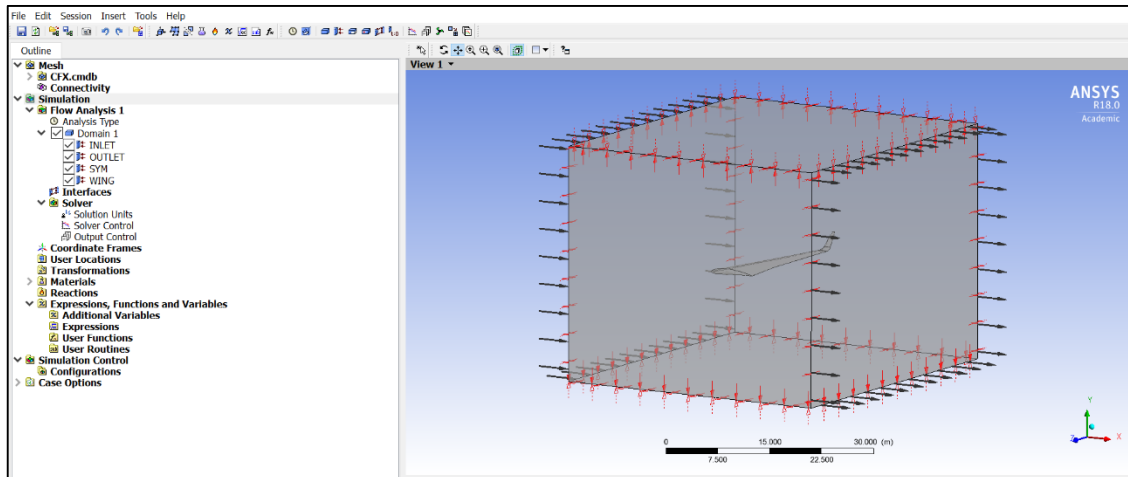


*Figura 54 - Parámetros sobre "wing"*



### *Setup final:*

A continuación, se muestra el “setup” final una vez definido el dominio y las condiciones de contorno del problema.



*Figura 55 - Imagen del resultado obtenido tras la fase de "setup"*

### **6.3.4 Solution**

En el apartado “solution” únicamente definiremos los valores iniciales, los cuales los fijamos en “initial conditions” para que cada vez que realicemos una nueva simulación ésta empiece con los valores de contorno inicialmente fijados.

### **6.3.5 Results**

Este apartado se centra en el análisis de los diferentes resultados obtenidos en el proceso de simulación para cada uno de los modelos simulados. En este apartado se detallan las diferencias y comparativas realizadas entre los diferentes modelos y los resultados individuales tratando de mostrar de manera práctica y visual los diferentes conceptos teóricos presentados a lo largo del informe.

El primer objetivo de interés es entender de manera visual y práctica el comportamiento del fluido alrededor del perfil alar y cómo se generan las diferentes fuerzas alrededor de éste, por tanto, los valores de velocidad y presión que se crean. De esta manera se puede verificar de forma visual el postulado de Bernoulli y la conservación de la energía, y comprender visualmente los principios de vuelo de una aeronave y el efecto que las alas tienen sobre él. Se puede confirmar que en la parte superior del ala (extradós) se crean velocidades muy elevadas en comparación con las existentes en la parte inferior, fenómeno teórico presentado con anterioridad en la memoria. Por consiguiente, se puede observar la mayor presión en la parte inferior. Debido a ésta diferencia de presiones se crea la fuerza vertical que conocemos como sustentación.

*Distribución 3D de velocidades y presiones sobre el ala:*

Primeramente, se genera un contorno “contour” sobre la superficie del ala sin “winglet” (para esta primera comparación con los conceptos teóricos se utilizará esta geometría más sencilla). Con esta herramienta se puede observar claramente la distribución de velocidades y de presiones a lo largo de la envergadura del ala (distribución 3D de velocidades y de presiones). Se observa como en el caso del contorno 3D de velocidades (figura 56) la velocidad es muy elevada sobre la superficie superior del ala (colores naranja/rojo). De esta manera se puede demostrar de manera visual el principio de Bernoulli sobre un perfil alar y el comportamiento del fluido a través del perfil. La velocidad en el “leading edge” del ala es 0 mientras que las partículas se aceleran en la superficie superior hasta su velocidad máxima sobre ella.

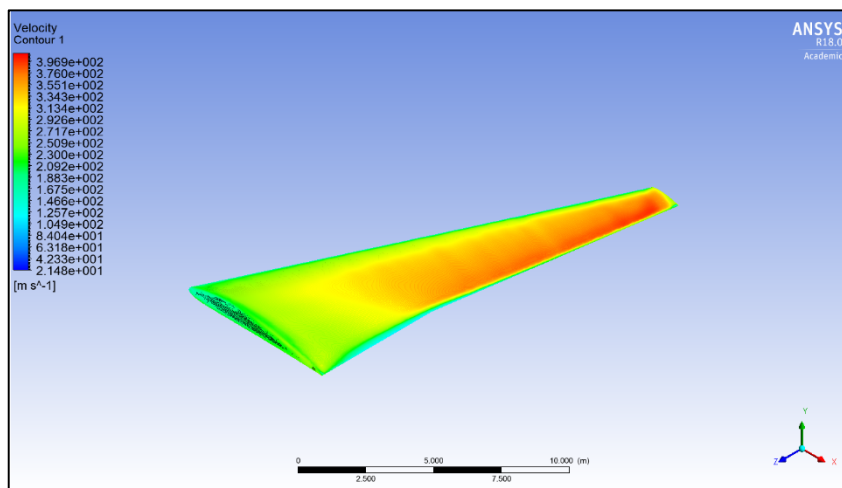


Figura 24 - Distribución 3D de velocidades. Geometría sin "winglet"

En la siguiente figura se detalla la distribución de velocidades sobre la superficie inferior del ala y se observa que el valor de velocidades es mucho menor, justo lo que era de esperar.

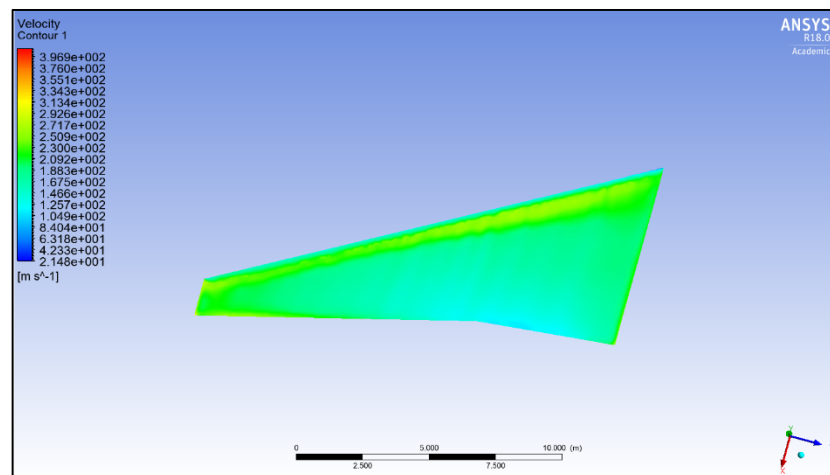


Figura 25 - Distribución 3D de velocidades, geometría sin "winglet". Vista del intradós

Según los conceptos teóricos que ya se han expuesto, una zona de velocidad máxima o elevada conllevaría una mínima presión o reducida sobre la misma y al revés; una zona con velocidades reducidas supone la generación de presiones elevadas. De manera que la diferencia de presiones promueve la creación de la fuerza de sustentación. A continuación (figura 58) se observa este fenómeno, las presiones son mínimas sobre la superficie del ala extradós mientras que en la superficie inferior (Intradós) se tienen valores máximos.

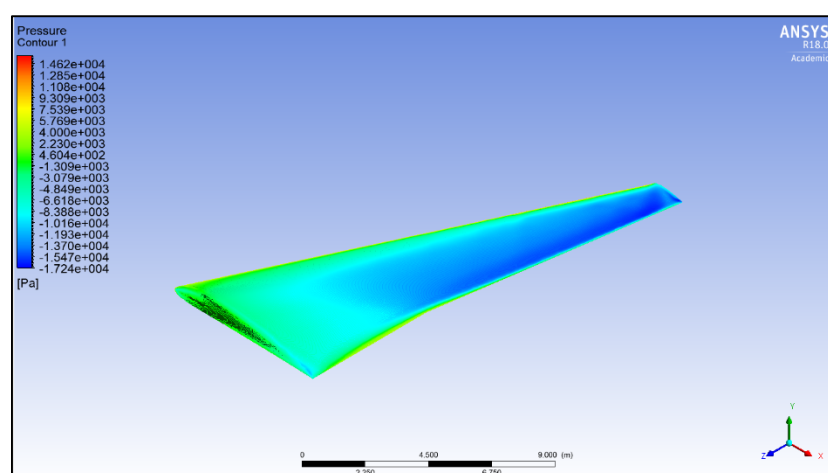


Figura 26 - Distribución 3D de presiones sobre extradós del ala sin "winglet"

Sobre la superficie inferior del ala, intradós, se visualiza que las presiones existentes son muy superiores (figura 59).

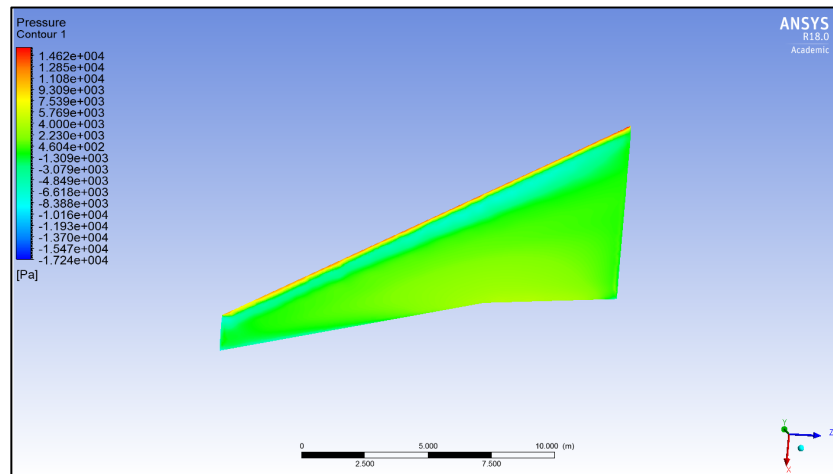


Figura 27 - Distribución 3D de presiones sobre intradós del ala sin "winglet"

#### Distribuciones 2D sobre diferentes planos:

A continuación, se ha querido estudiar y observar el comportamiento del flujo de fluido con más detalle cuando incide sobre el perfil visualizando las distribuciones de velocidades y de presiones a lo largo de la envergadura del ala, y ver cómo varían sus valores a medida que nos acercamos a la punta del ala; lugar de interés en el estudio. Para ello se han creado 3 planos perpendiculares al ala y a diferentes distancias del fuselaje sobre los que se ha obtenido una distribución 2D de velocidades y presiones. El primer plano se encuentra a 3 metros del fuselaje, el segundo a 7 y finalmente un tercero que se encuentra a 13 metros sobre un total de 15,5 metros que mide el ala. Se ha procedido con el mismo procedimiento para ambas geometrías ("winglet" y sin él) y cabe decir, que los resultados obtenidos sobre los modelos con "winglet" son muy parecidos en lo que a distribuciones de presión y velocidad se refiere.

A continuación se muestran los resultados obtenidos para la geometría simple sin “winglet”.

- *Plano a 3 metros del fuselaje:*

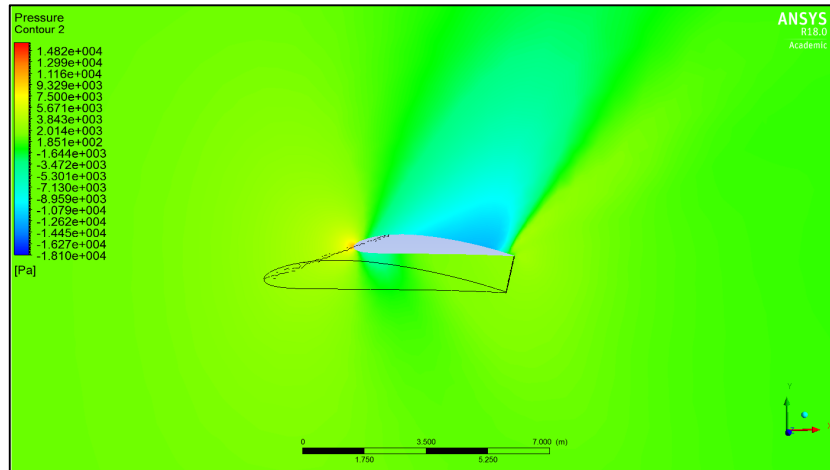


Figura 60 - Distribución de presiones sobre el perfil. Plano a 3m. del fuselaje

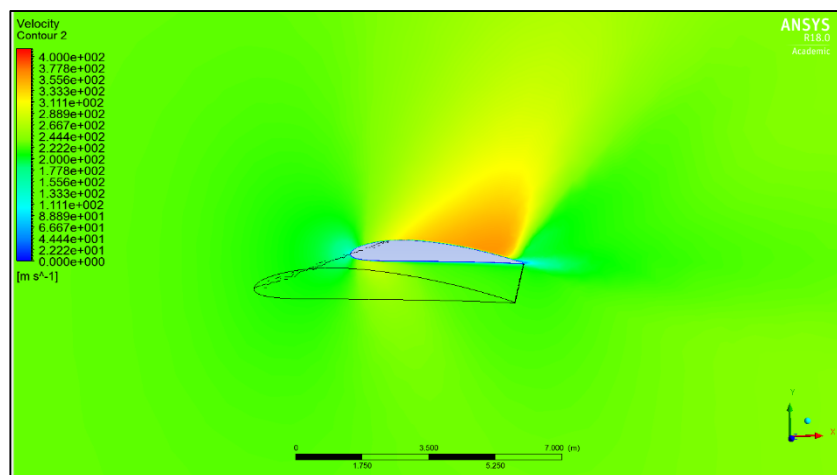


Figura 61 - Distribución de velocidades sobre el perfil. Plano a 3m. del fuselaje

- *Plano a 7 metros del fuselaje:*

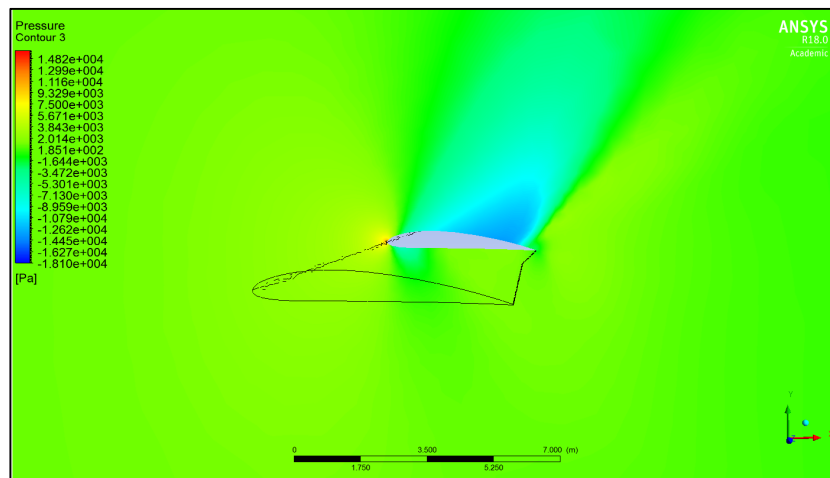


Figura 62 - Distribución de presiones sobre el perfil. Plano a 7m. del fuselaje

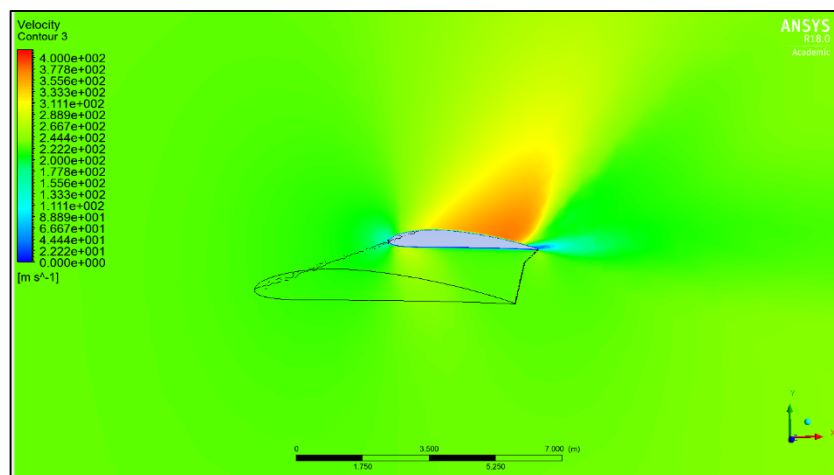


Figura 63 - Distribución de velocidades sobre el perfil. Plano a 7m. del fuselaje

- *Plano a 13 metros del fuselaje:*

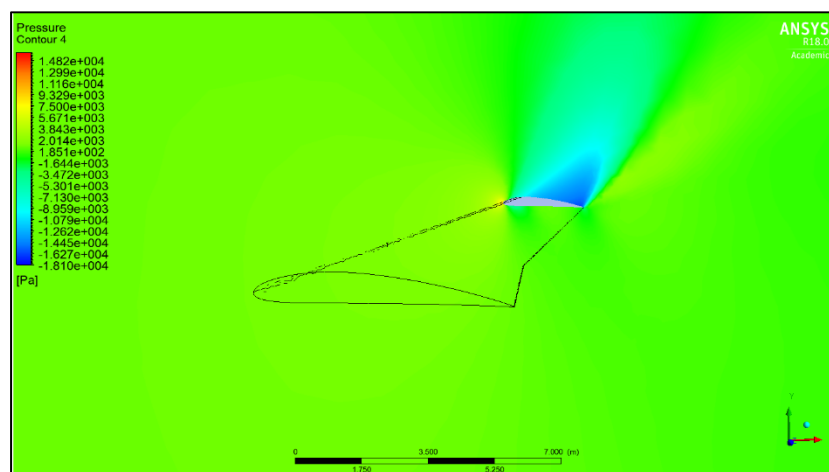


Figura 64 - Distribución de presiones sobre el perfil. Plano a 13m. del fuselaje

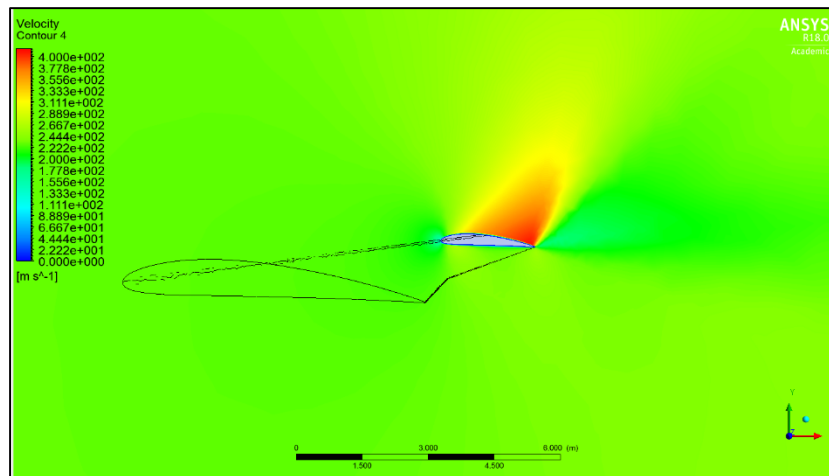


Figura 65 - Distribución de velocidades sobre el perfil. Plano a 7m. del fuselaje

A continuación, se incluyen los resultados obtenidos para el modelo con “winglet” (winglet doblado). Los resultados son prácticamente idénticos a los obtenidos sobre el ala sin “winglet” en lo que a valores de presión y velocidad se refiere, por lo que únicamente se muestran los resultados obtenidos sobre el plano más alejado del fuselaje. Para este modelo, obviamente, observamos de nuevo la diferencia de presiones y velocidades entre el extradós e intradós del perfil.

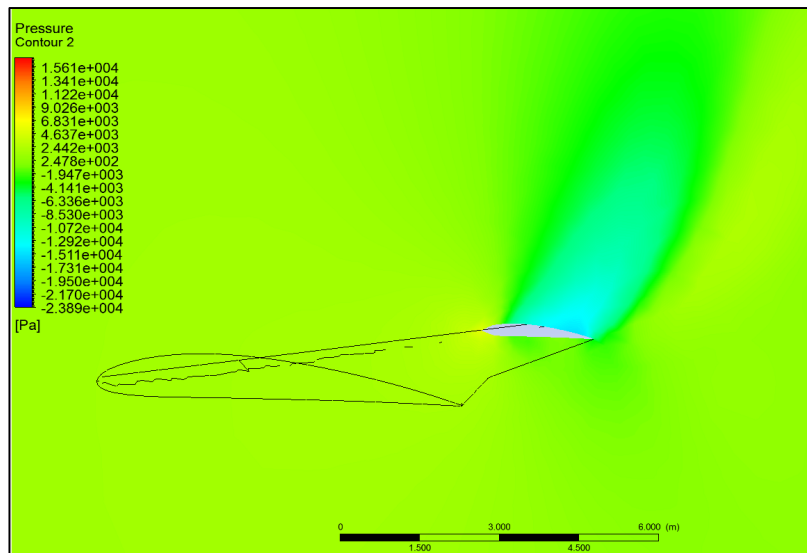
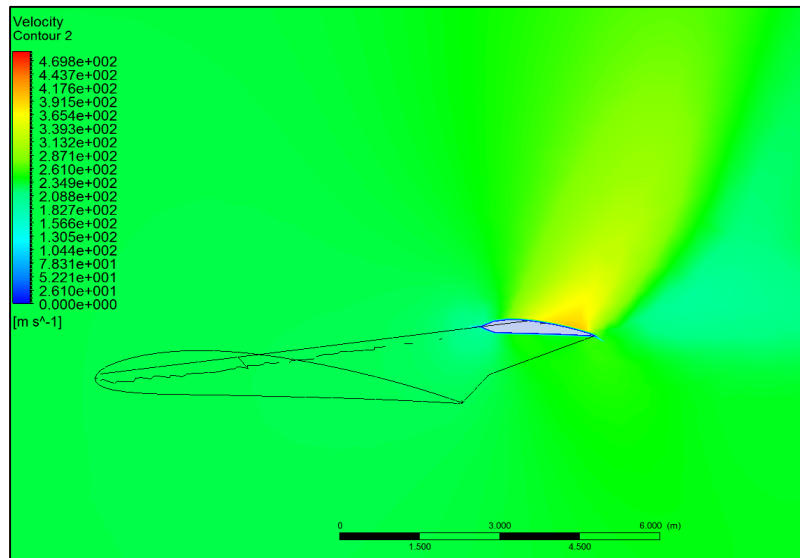


Figura 66 - Distribución de presiones sobre el perfil. Modelo con "winglet". Plano a 13m. del fuselaje



*Figura 67 - Distribución de velocidades sobre el perfil. Modelo con "winglet".  
Plano a 13m. del fuselaje*

Se ha podido observar con este procedimiento cómo para ambos modelos los valores de velocidad y de presión obtenidos sobre un perfil del ala 2D van incrementando a medida que nos alejamos del fuselaje del avión, siendo estos máximos en la punta del ala. Esto se debe a que el flujo de aire, y por tanto las líneas de corriente, tienen un carácter mucho más ordenado y fluido en la zona próxima al fuselaje. El flujo de aire es mucho más limpio en las zonas cercanas a la aeronave. A medida que nos alejamos del fuselaje el paso del fluido a través del ala es más distorsionado y las líneas de corriente se separan dando lugar a un fluido mucho más energético que crea este incremento de velocidades y de presiones. Este fenómeno se presenta tanto en la geometría con "winglet" como en el ala sencilla.

#### Visualización y comparativa de líneas de fluido:

En este apartado se utilizará la herramienta "streamline" que ofrece Ansys de manera que se pueda conocer el comportamiento del fluido cuando incide y atraviesa la superficie alar. Esta herramienta permite observar la distorsión de las líneas de flujo cuando atraviesan la superficie alar. Esta herramienta permite en primer lugar observar de forma gráfica el comportamiento de las líneas de flujo sobre la punta del ala y su cómo se modifican por el efecto de la diferencia de presiones que existe. Se pueden corroborar así los conceptos teóricos expuestos relacionados con la resistencia inducida de punta de ala y la creación de vórtices en la punta de ésta. Además, nos permitirá realizar una buena comparativa entre el modelo sin "winglet" y el que sí que lleva, confirmando la teoría de reducción de vórtices y de resistencia al avance. Así pues, primero se ha generado un "streamline" fijando como inicio la superficie del ala, utilizando nuevamente la operación "named selections"



generada en el apartado de geometría. El resultado obtenido se puede observar en las siguientes ilustraciones. Mediante esta operación podemos observar el comportamiento del flujo y las diferencias para los distintos modelos generados, todos con un ángulo de ataque propio de un Airbus A320 a una altura y una velocidad de crucero.

En primer lugar, se muestran las líneas de corriente que se obtienen para el modelo sin “winglet” (figura 68), observamos que las líneas presentan se distribuyen uniformemente y son constantes para toda la envergadura del ala, siguiendo un patrón ordenado y parecido, salvo en la punta donde observamos la formación del vórtice. Las líneas de corriente sobre la superficie inferior se curvan hacia arriba en sentido contrario a las agujas del reloj uniéndose con las que provienen de la superficie superior, y que hacen un giro contrario formando la aparición del vórtice.

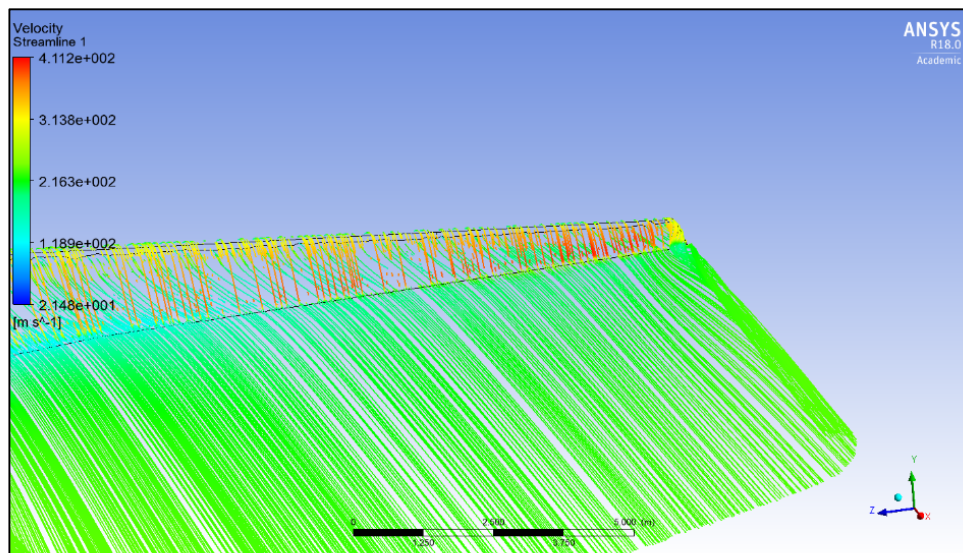


Figura 68 - Resultado de aplicar la herramienta "streamline" sobre la superficie del ala

En la figura 69 observamos el comportamiento de las líneas de corriente en la punta del ala de manera clara para la geometría sin “winglet”.

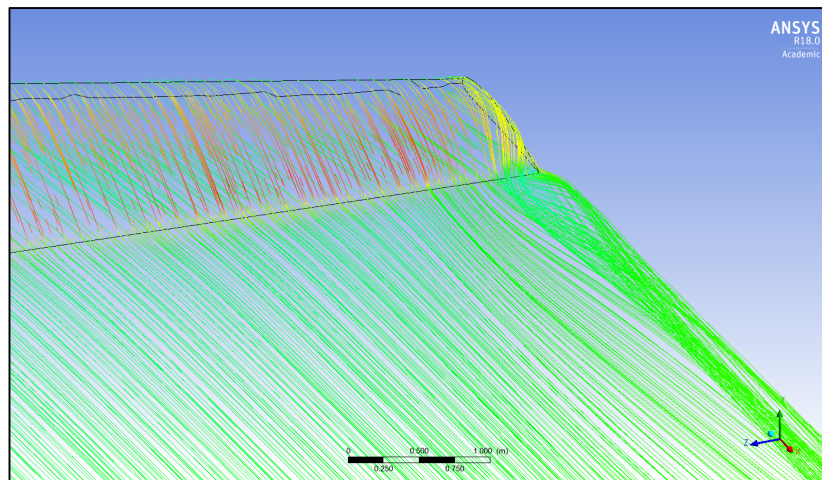


Figura 69 - "streamline" sobre la punta del ala sin "winglet"

A continuación, se muestra la misma operación para el modelo con "winglet" doblado. Nuevamente se observa el patrón ordenado a lo largo de toda la envergadura del ala y también sobre la del "winglet". Sobre la punta del "winglet" observamos la formación del vórtice, aunque esta vez de dimensiones considerablemente reducidas.

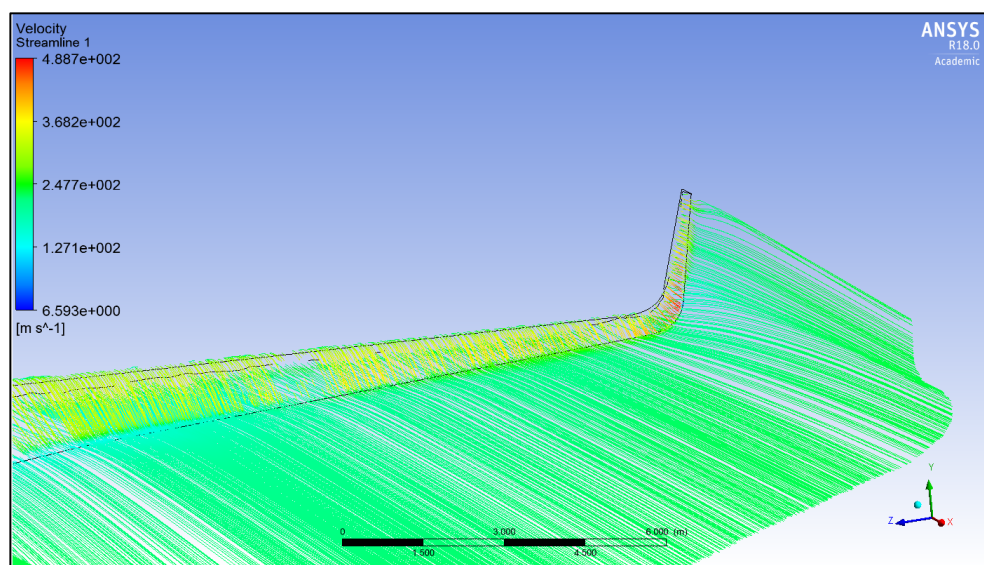


Figura 70 - Resultado tras aplicar la herramienta "streamline" sobre la superficie del ala con "winglet"

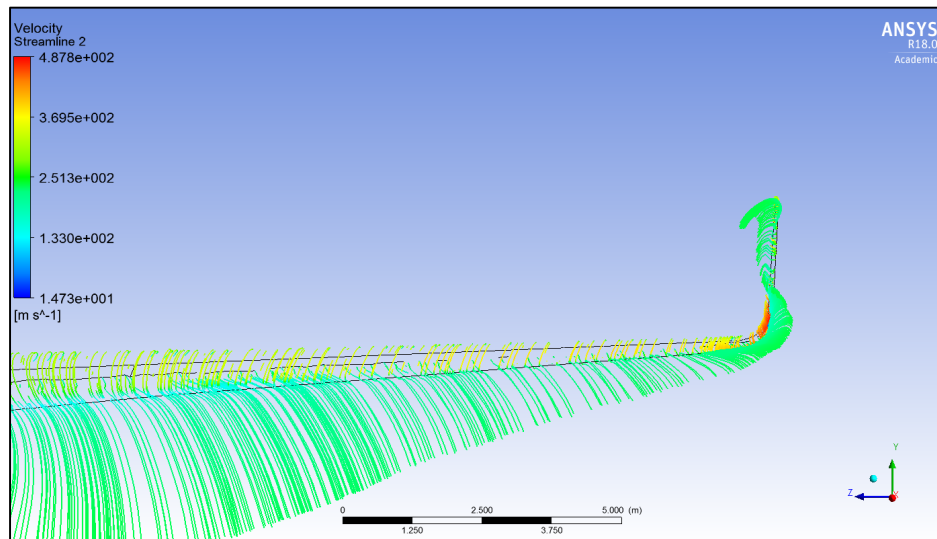


Figura 71 - Vista de las líneas de flujo desde el "trailing edge". Modelo con "winglet"

En la siguiente figura (figura 72) observamos el comportamiento de las líneas de corriente sobre un plano en una posición entre la punta del ala y el fuselaje. Se puede apreciar como el comportamiento de las líneas de corriente sobre la envergadura del ala difiere en gran medida del comportamiento en la punta. Observamos que a media ala el flujo es muy ordenado y prácticamente no hay turbulencias.

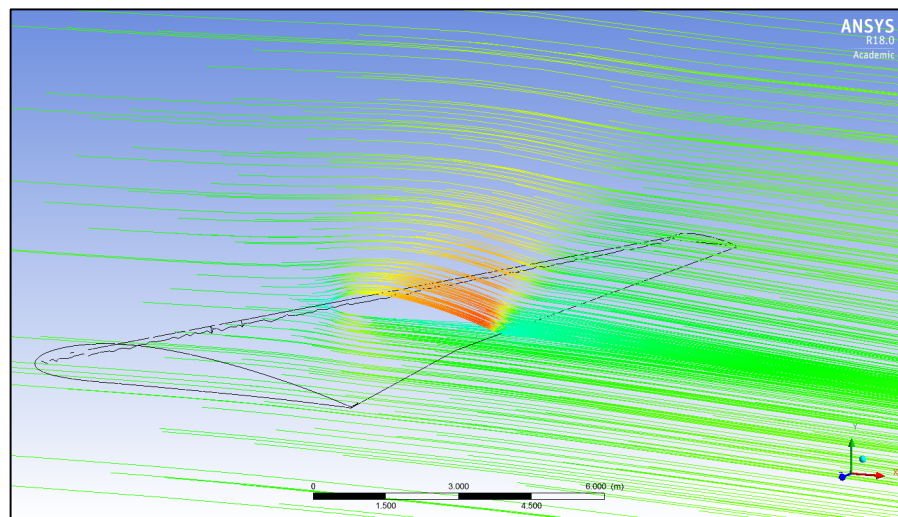


Figura 28 - "streamline" a una distancia media entre el fuselaje y punta de ala. Modelo sin "winglet"

A continuación, se ha creado un plano sobre el extremo del ala en cada uno de los modelos y sobre este se ha generado un "streamline" para observar el comportamiento de las líneas de fluido justo sobre la punta. Se puede observar claramente el vórtice generado en el modelo sin "winglet" (figura

73). Las imágenes siguientes muestran el comportamiento de las líneas de corriente para el modelo con “winglet”, observándose de forma clara las diferencias y mejoras que ofrece el modelo con “winglet” curvado (figura 74).

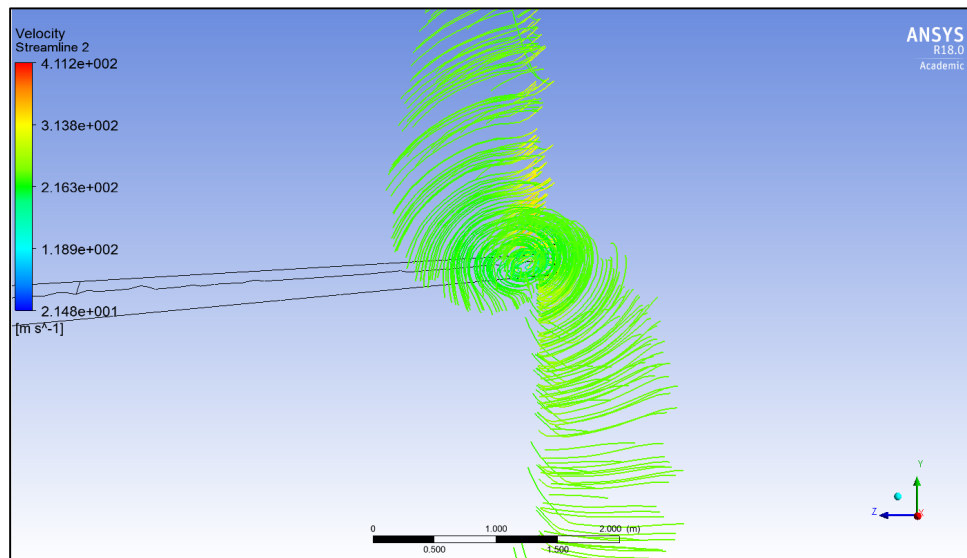


Figura 73 - Comportamiento de las líneas de flujo sobre plano en la punta del ala. Modelo sin "winglet"

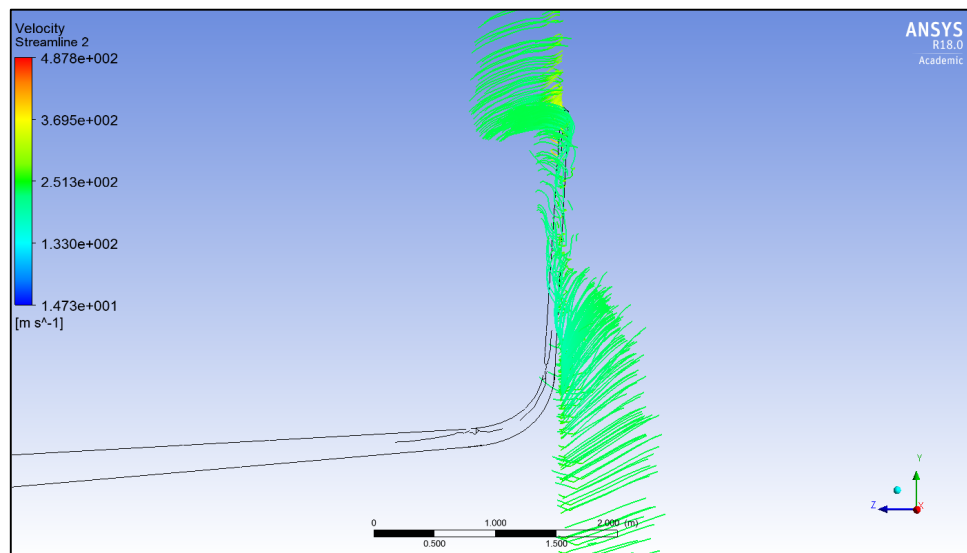
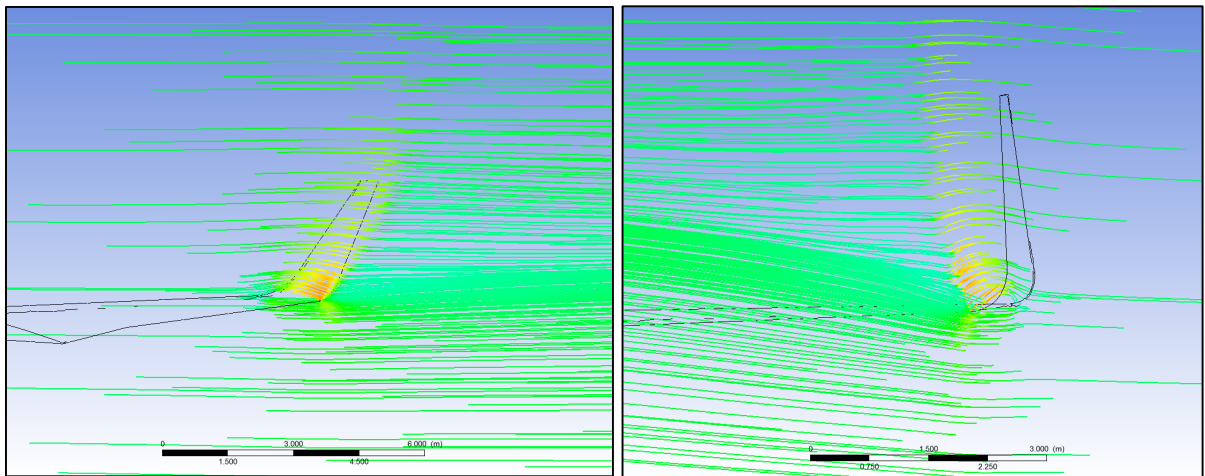


Figura 74 - Comportamiento de las líneas de flujo sobre plano en la punta del ala. Modelo con "winglet"

Observamos como en el modelo con “winglet” las líneas de corriente se mantienen muy próximas al plano generado y el tamaño del vórtice en la punta es mucho menor al que se observa sobre el modelo sin dispositivo.

Se ha generado también un plano a 15.5 metros de distancia sobre el fuselaje para el modelo de “winglet” doblado que permite observar el comportamiento del fluido a una distancia donde estaría la punta del ala si no se contase con el “winglet” y permite comprobar el efecto de éste sobre las líneas de corriente (estas se mantienen estables como en el resto de la envergadura del ala). Ver figuras 75 y 76.



Figuras 75 y 76 - Diferentes vistas del comportamiento de las líneas de flujo sobre la punta del ala. Modelo con "winglet"

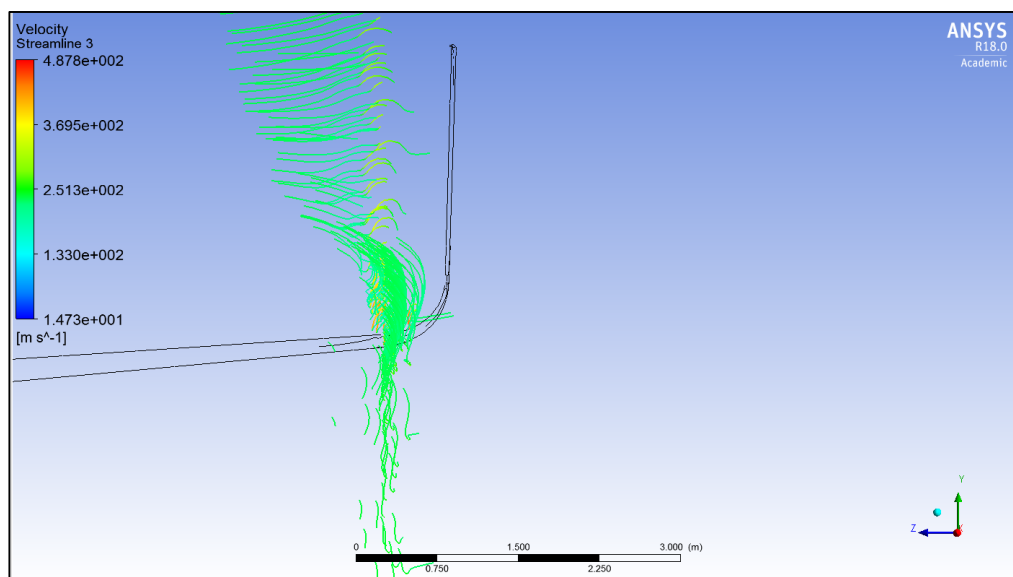
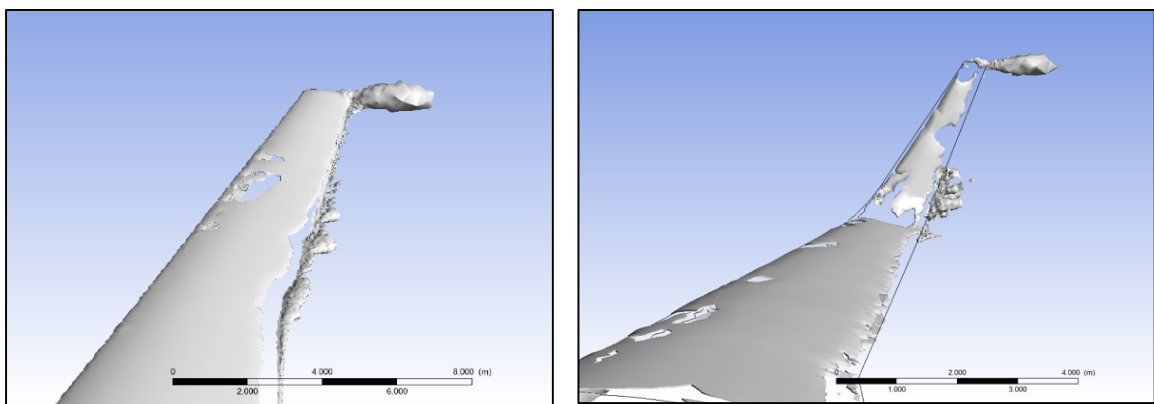


Figura 77 - Comportamiento de las líneas de flujo sobre plano en la punta del ala. Modelo con "winglet"

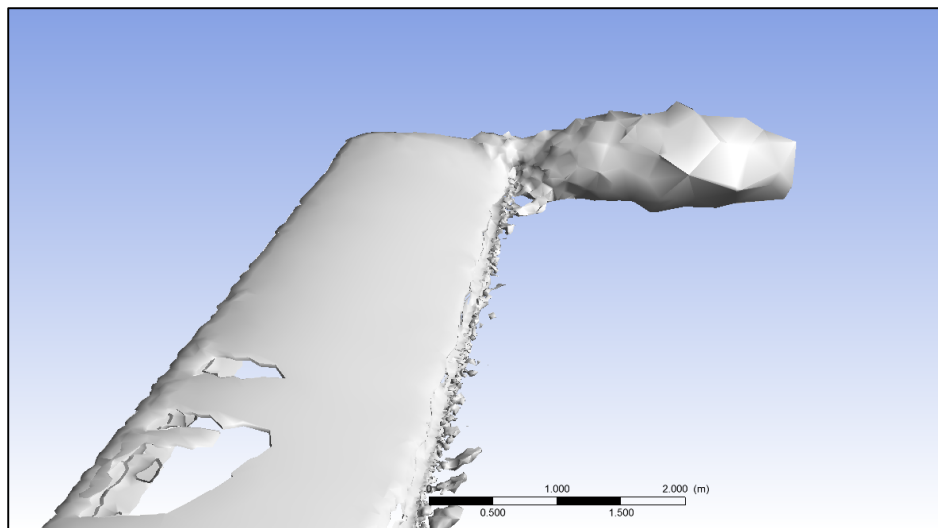


### Visualización de vórtices de punta alar:

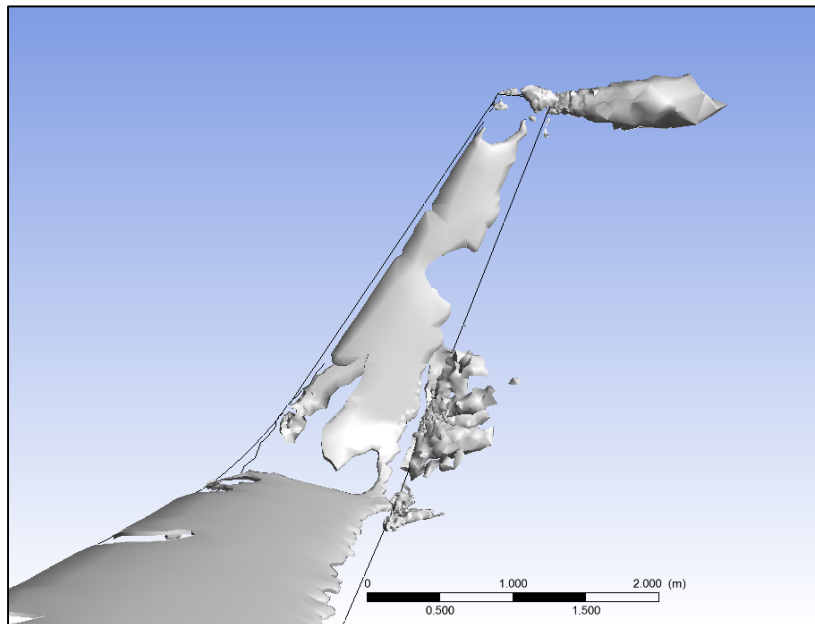
Como última herramienta visual para estudiar y realizar una comparativa de las mejoras que aportan los diferentes “winglets” en lo que a reducción de vórtices y por tanto reducción de resistencia inducida se refiere, se ha utilizado la función “Vortex Core Region” de Ansys que nos permite visualizar de forma gráfica el tamaño y fuerza de los vórtices (aunque seguramente sea más visual y claro el resultado en los “streamlines” anteriores). Para cada modelo se ha utilizado esta función y se han graficado los vórtices de punta de ala pudiéndolos posteriormente comparar y observar nuevamente diferencias corroborando los resultados ya obtenidos con anterioridad con la ayuda de las “streamlines”.



*Figuras 78 y 79 - Visualización de la fuerza y dimensión de vórtices de punta de ala para cada modelo*



*Figura 80 - Vórtice sobre la punta del ala del modelo sin "winglet"*



*Figura 81 - Vórtice sobre la punta del ala del modelo con "winglet"*

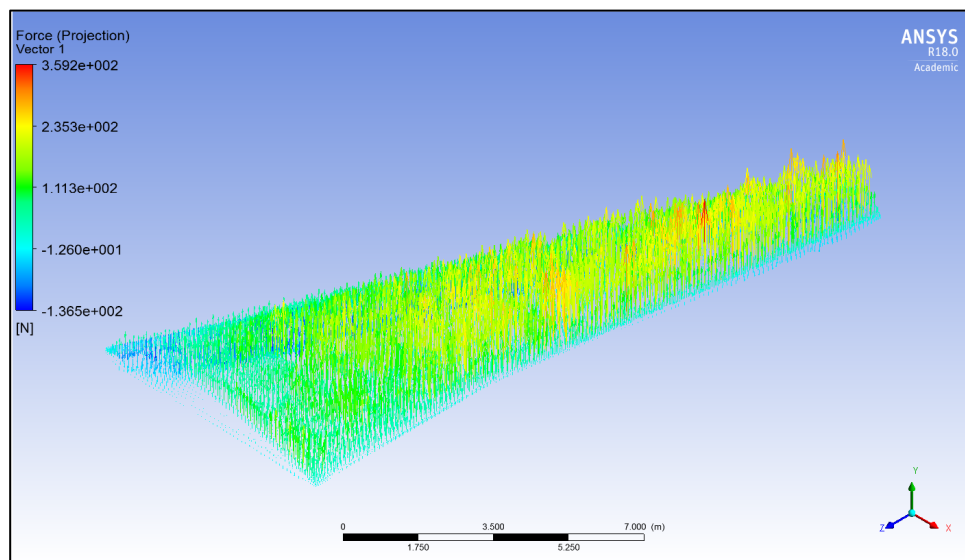
De nuevo obtenemos resultados esperados y en la misma línea que los obtenidos utilizando la herramienta "streamline". Para el modelo alar sin "winglet" (figuras 78 y 80) observamos como el vórtice es de diámetro prácticamente constante desde su contacto con la superficie del ala hasta su desaparición. Observamos por otra parte que para la geometría con "Winglet" doblado, el vórtice va aumentando su diámetro, siendo mínimo en su contacto con el ala. En la zona de contacto se observan diferencias claras entre uno y otro y de forma considerable en el diámetro máximo de ambos vórtices (geometría sin "winglet" y con él). Para la geometría con "winglet" observamos la creación de pequeños remolinos en la parte curva entre el ala en sí y el "winglet", cabe decir que las dimensiones son mínimas y en parte se debe a la gran velocidad de flujo existente en esa zona, pero sobre todo se puede dar por errores en la generación del sólido. Al ser creado mediante una operación de recubrimiento con Solidworks y utilizando curvas guía, cualquier imperfección a estas velocidades de fluido resulta en vibraciones y pequeños vórtices que seguramente no se encontrarían sobre un modelo real. Así pues, concluimos nuevamente que la incorporación de dispositivos de punta alar reduce considerablemente estos vórtices y por consiguiente la llamada resistencia inducida.

#### Vectores de fuerza sobre el ala:

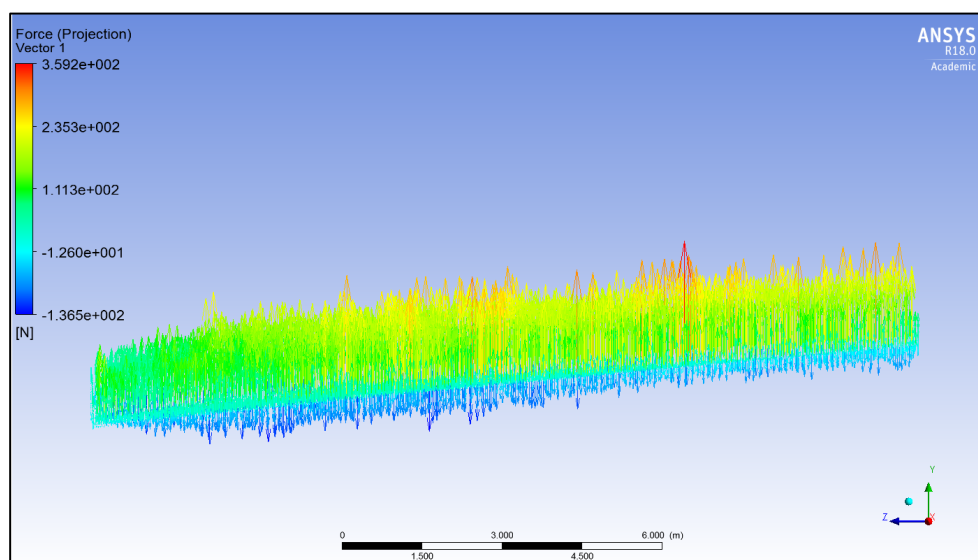
Como ultima herramienta comparativa se precisa de la operación "vector". Consiste en mostrar de manera gráfica las solicitaciones que sufre un sólido o superficie en cualquier dirección. Interesa mostrar las fuerzas existentes en la dirección Y, que van ligadas con la creación de sustentación sobre

el ala, y las existentes en el eje X, ligadas a la fuerza de resistencia al avance. De nuevo creamos hacemos la operación para los diferentes modelos con el objetivo de obtener diferencias en el comportamiento de ambos.

En primer lugar, se define como objeto de estudio las fuerzas sobre el eje de coordenadas "Y".



*Figura 82 - Fuerzas sobre el ala sin "winglet" en la dirección Y.*



*Figura 83 - Fuerzas sobre el ala sin "winglet" en la dirección Y. Vista frontal*



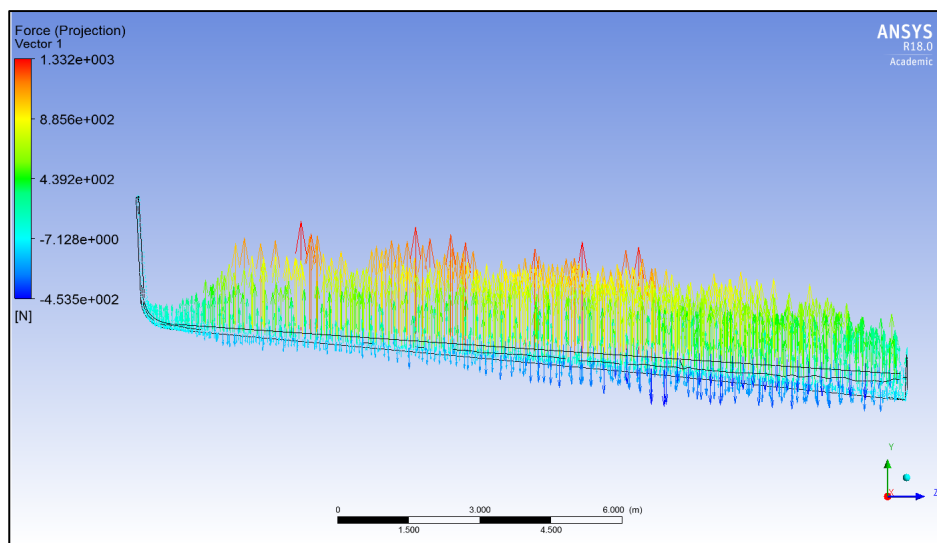


Figura 84 - Fuerzas sobre el ala con "winglet" en la dirección Y.

Mediante este procedimiento observamos algunas diferencias en lo que a distribución de fuerzas se refiere, las fuerzas sobre el ala en la dirección Y (vinculadas con la creación de sustentación) se ven incrementadas en la geometría con "winglet". Se observa que en la geometría simple el valor máximo de fuerza es de  $3,598\text{E}+002$  N. mientras que en la geometría con "sharklet" este valor aumenta a  $1,332\text{E}+003$  N. de fuerza.

Además, es interesante fijarse en la distribución de estas fuerzas en ambas geometrías. En ambas los vectores de fuerza aumentan su longitud (fuerza) y magnitud a medida que nos acercamos a la punta del ala, debido al incremento gradual de velocidades y presiones a lo largo de la envergadura del ala como ya se pudo apreciar sobre los diferentes planos 2D generados. Las presiones negativas en la geometría con "winglet" minimizan de manera considerable, dejando en gran parte de la superficie unos vectores de fuerza en Y muy positivos.

Por otro lado, se quiere visualizar los vectores de fuerza en X, estando estos más vinculados a la creación de fuerza de "drag". Se procede de la misma manera, pero esta vez seleccionando el eje X como dirección de estudio.

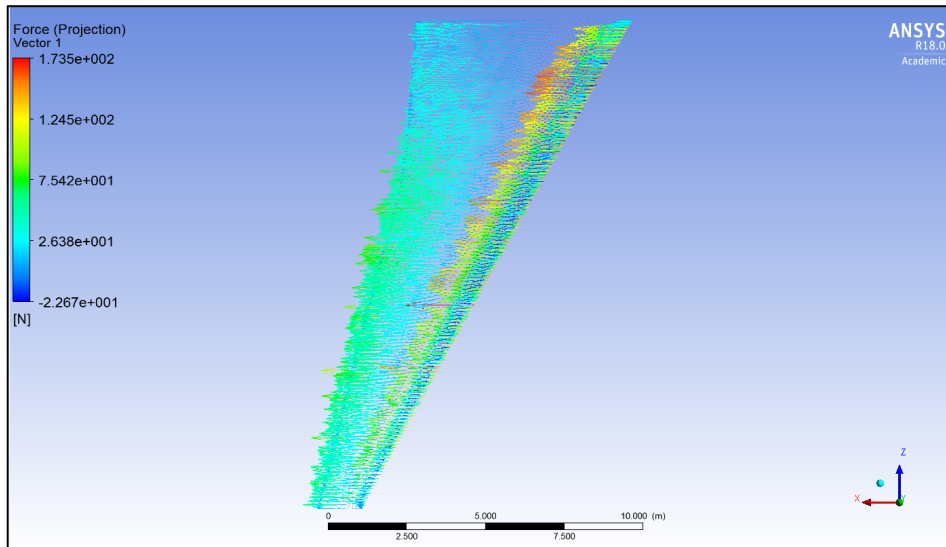


Figura 85 - Vectores de fuerza en eje X sobre la superficie alar. Modelo sin "winglet"

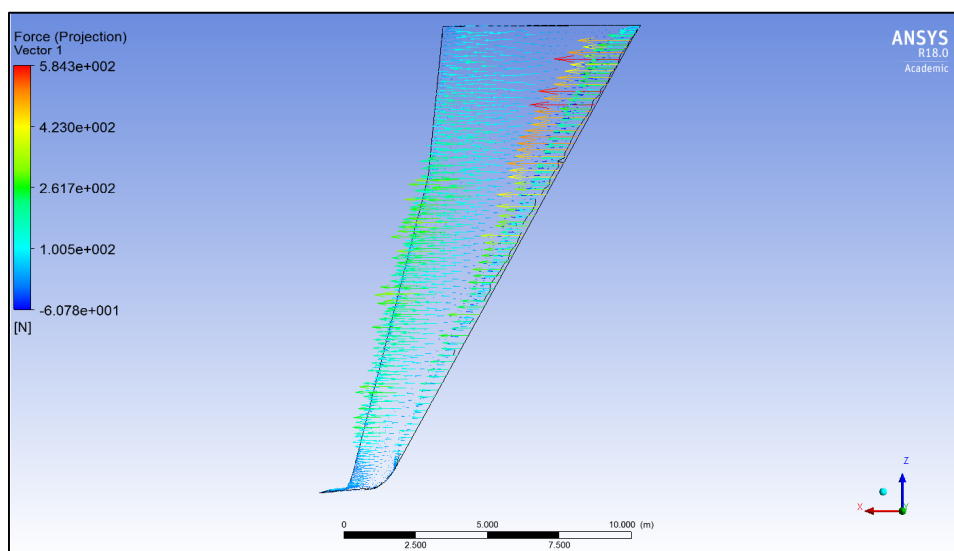


Figura 86 - Vectores de fuerza en eje X sobre la superficie alar. Modelo con "winglet"

Se ha podido observar que para ambas geometrías se obtienen valores de fuerza bastante similares, aunque cabe decir que sobre la superficie del modelo con "winglet" observamos una reducción de las fuerzas (fuerza de "drag") a medida que nos acercamos a la punta del ala, lo que indica nuevamente la eficacia del dispositivo de punta alar.

#### Comparativa numérica de fuerzas ("lift" y "drag"):

Para acabar este apartado se quiere realizar una comparativa numérica de ambos dispositivos y geometrías. Como se ha podido ver en los diferentes resultados obtenidos, el hecho de incorporar el

“winglet” en la punta del ala permite reducir en gran medida las perturbaciones en el flujo y los vórtices que se crean en la punta del ala. Esto permite, como ya anunciaba Whitcomb, reducir una gran parte de la resistencia inducida y, por tanto; reducir buena parte de la resistencia al avance total. A continuación, se incluye una tabla con las fuerzas totales en la dirección X (fuerza de resistencia al avance “drag”) y fuerzas en la dirección Y (fuerza de sustentación “lift”) para cada uno de los modelos. Cabe decir que la diferencia numérica entre ambas no es muy elevada. Esto es porque se está utilizando un ángulo de ataque de 4 grados (propio de condiciones de crucero) que no es muy pronunciado, y por tanto la reducción que se obtiene con el uso del “winglet” se ve compensada con el incremento de superficie alar que éste supone. Pese a ello, cualquier reducción por muy pequeña que parezca tiene resultados considerables en vuelos de largo recorrido, cuando la aeronave se mantiene largos periodos de tiempo en condiciones de crucero.

Para obtener los resultados deseados se utiliza la herramienta “calculators”. Ésta permite el cálculo de fuerzas que recibe cualquier elemento que se designe. Así pues, se selecciona la superficie del ala como zona de cálculo y se seleccionan las fuerzas en X e Y respectivamente. Se realiza el cálculo con ambas geometrías y se obtienen los siguientes resultados.

	Modelo sin “winglet”	Modelo con “winglet”
Fuerzas eje X (“Drag”)	115529 N	114238 N
Fuerzas eje Y (“Lift”)	486592 N	502743 N

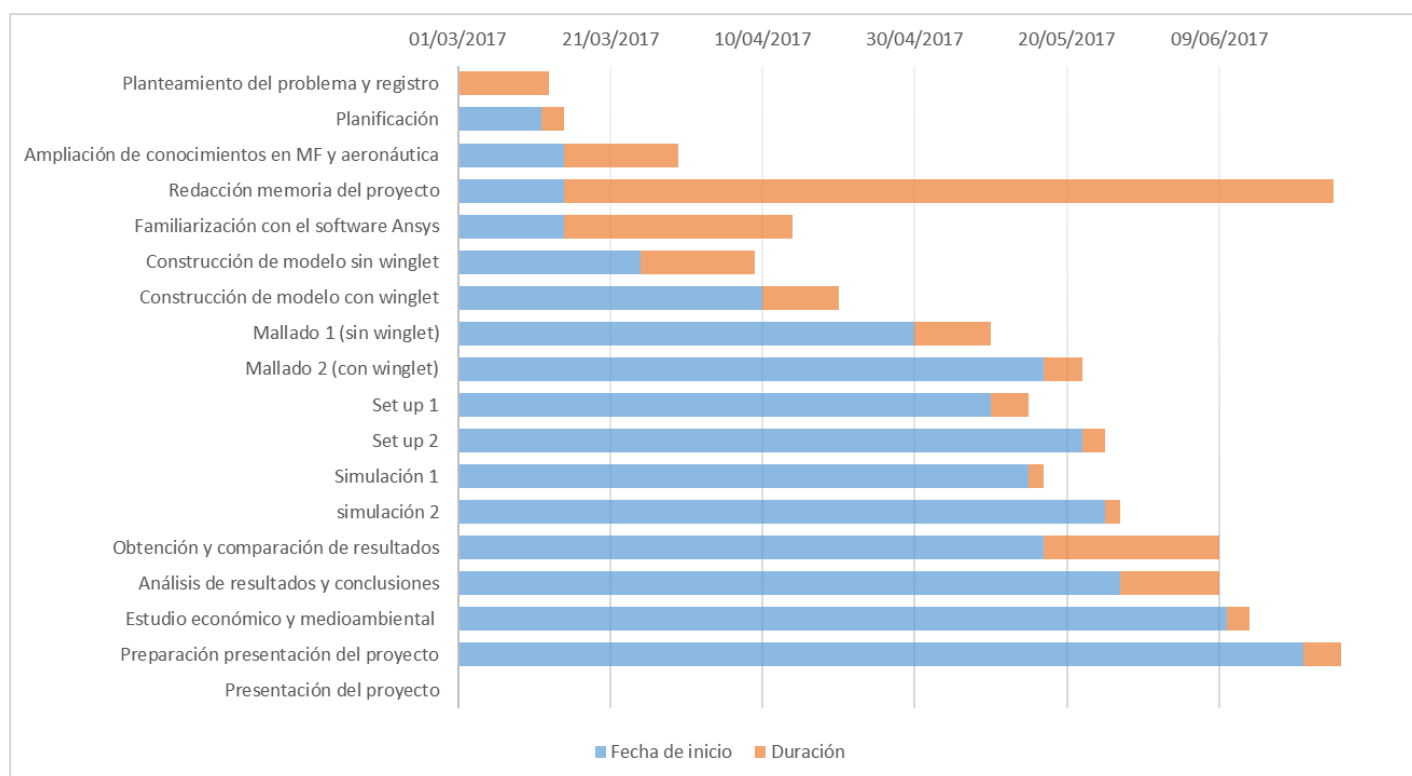
*Tabla 1 - Tabla comparativa de las fuerzas de “Lift” y “Drag” para ambas geometrías*

Se puede observar cómo la introducción del dispositivo de punta alar permite la mejora de las características tanto para la fuerza de sustentación, que se ve incrementada notablemente, como para la fuerza de resistencia al avance; la cual presenta una ligera reducción.

## 7. Representación temporal del Proyecto

El Proyecto se inicia en marzo con la búsqueda de tema y de tutor de este y se finaliza y entrega la memoria escrita el día 26 de junio, por tanto, supone 4 meses de trabajo en total. Aun así, no se distribuye de manera equitativa la carga de trabajo, sino que va de menos a más. Las primeras fases consisten en la búsqueda y desarrollo del tema del Proyecto, búsqueda de tutor y sobretodo; y más esencial, búsqueda muy activa de información teórica con el objetivo de aumentar y solidificar los conceptos en el terreno de la ingeniería aeroespacial y de fluidos. Después de estas fases se deja paso a las siguientes con mayor carga de trabajo; en ellas se ha centrado esfuerzos en el conocimiento y perfeccionamiento en el software de simulación Ansys (el cual era esencial dominar para llegar a unos resultados correctos y precisos) además se ha tenido que retomar y perfeccionar conocimientos en el software Solidworks, que en buena medida es importante para una correcta simulación posterior.

Para poder presentar correctamente la distribución de horas de trabajo a lo largo del Proyecto se muestra un diagrama de Gantt ( Gráfica 3 ) con las diferentes fases que se han llevado a cabo. Hay algunas actividades que no se muestran en el gráfico con el objetivo de simplificar su lectura, no se detallan por ejemplo las diferentes reuniones llevadas a cabo o todos los puntos incluidos en la memoria.



Gráfica 3 – Diagrama de Gantt correspondiente a la distribución temporal del proyecto

Sobre este diagrama se detallan únicamente los grandes bloques tratados y trabajados, pero no contempla la totalidad de horas invertidas en este Proyecto. La siguiente tabla (tabla 2) muestra un análisis aproximado de las horas dedicadas a cada actividad constituyente del proyecto y finalmente una suma del número total de horas invertidas.

Etapas del Proyecto	Horas invertidas Marzo	Horas invertidas Abril	Horas invertidas Mayo	Horas invertidas Junio	TOTAL
Planteamiento del problema y registro	10	-	-	-	10
Planificación	10	-	-	-	10
Ampliación de conocimientos en MF y aeronáutica	30	10	-	-	40
Redacción memoria del proyecto	10	20	25	20	75
Familiarización con el software Ansys	5	30	20	-	55
Construcción de modelo sin winglet	10	25	-	-	35
Construcción de modelo con winglet	-	15	-	-	15
Mallado 1 (sin winglet)	-	-	40	-	30
Mallado 2 (con winglet)	-	-	30	-	20
Set up 1	-	-	15	-	15
Set up 2	-	-	5	-	5
Simulación 1	-	-	5	-	5
simulación 2	-	-	5	-	5
Obtención y comparación de resultados	-	-	5	-	5
Análisis de resultados y conclusiones	-	-	10	20	30
Estudio económico y medioambiental	-	-	-	10	10
Preparación presentación del proyecto	-	-	-	5	5
Presentación del proyecto	-	-	-	1	1
Reuniones	2	2	3	3	10
<b>TOTAL</b>	<b>77</b>	<b>102</b>	<b>163</b>	<b>59</b>	<b>401</b>

*Tabla 2 - Tabla de distribución de horas dedicadas a las diferentes tareas del proyecto*

Así pues, el número total de horas invertidas en el proyecto es de 401 horas. La carga de trabajo se ha distribuido a lo largo de los cuatro meses, pero sobretodo se ha dedicado una gran cantidad de tiempo en el mes de mayo; en gran parte por las dificultades de realizar un buen mallado apto para una simulación de este calibre. El mes de marzo y abril fueron dedicados más a investigación, búsqueda de información y a mejorar el conocimiento de Ansys Workbench.

## 8. Informe económico

Para dar con una estimación económica correcta de este proyecto se deben tener en cuenta varias variables que incrementan el presupuesto de un proyecto de este estilo. En primer lugar, el valor humano, es decir, la carga de trabajo de un ingeniero encargado de llevarlo a cabo. A estos costes habrá que añadir el material necesario, en este caso los diferentes elementos de hardware utilizados, y finalmente y más importante el software. Si bien para este proyecto se ha utilizado una licencia de estudiante gratuita, para un proyecto real de ingeniería sería obligatorio hacerse con una licencia completa tanto por temas legales como de resultado, ya que estos serían mucho más precisos al poder contar con más elementos en el mallado.

El total de horas trabajadas es de 401 entre el proceso de búsqueda de información, familiarización con el software y la realización del proyecto en sí. Se considera además que el sueldo que recibe el ingeniero industrial junior contratado para el proyecto es de 20€ a la hora.

Además de los sueldos de los trabajadores y de los gastos directamente relacionados con el proyecto (hardware y software) también hay que tener en cuenta los gastos indirectos que pueden surgir. Hay que tener en cuenta también el alquiler de las oficinas, la factura de la luz y la del agua. La oficina que se requiere para este proyecto no es más que una sala de alrededor de 10/20 m<sup>2</sup> con baño. El precio aproximado de un establecimiento de estas características en Barcelona es de 500€ mensuales.

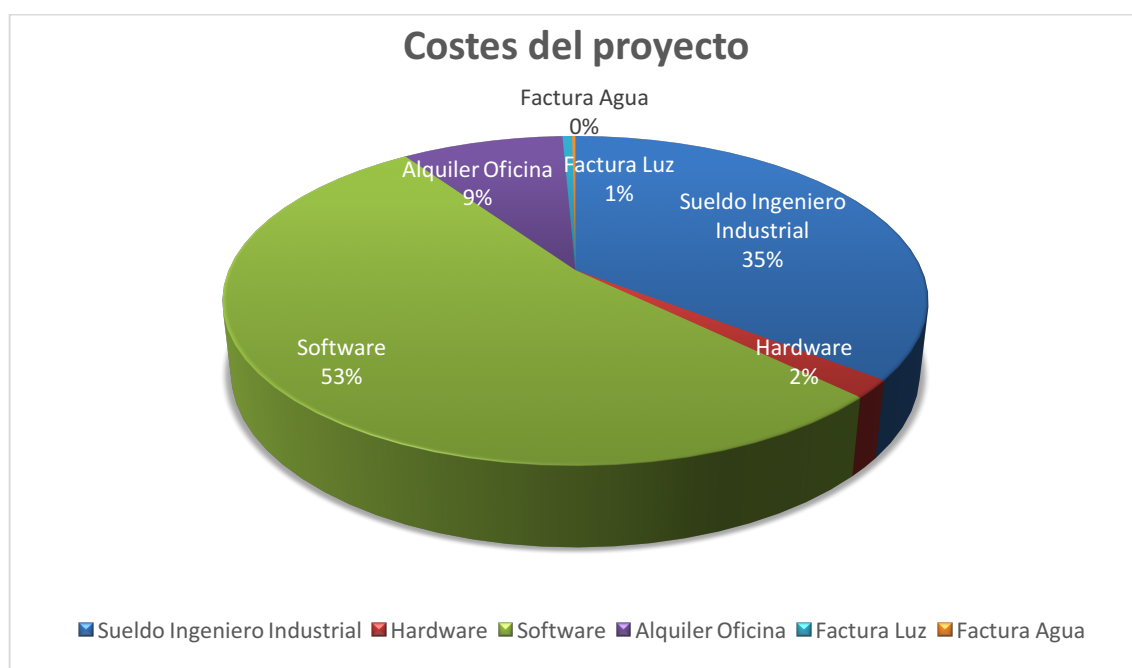
Finalmente, como inversión principal, se quiere destacar el desembolso a realizar en Software y hardware. En lo referente al software serían necesarias tanto una licencia oficial de Solidworks como otra del programa Ansys Workbench. La licencia de Solidwork y el software en si supondrían una inversión de 5000 € anuales, mientras que el software de Ansys Workbench para su uso profesional supondría un desembolso de 30.000€ anuales para la licencia de CFD. Por lo que hace al Hardware, al trabajar con Softwares de simulación de gran complejidad y potencia se necesita un ordenador a la altura lo que supondrá un coste extra. Un hardware de estas características rondaría los 500€ si se alquilase para los 4-5 meses que se extendería el proyecto (valores orientativos).

A continuación, se incluye una tabla (tabla 3) explicativa de los diferentes costes presentes a lo largo del proyecto, se incluyen los costes variables para cada mes; y los costes fijos cargados el primer mes.

Gasto	Coste Marzo	Coste Abril	Coste Mayo	Coste Junio	TOTAL (€)
Sueldo Ingeniero Industrial	1540	2040	3260	1180	8020
Hardware	100	100	100	100	400
Software	3000	3000	3000	3000	12000
Alquiler Oficina	500	500	500	500	2000
Factura Luz	30	30	30	30	120
Factura Agua	10	10	10	10	40
<b>TOTAL (€)</b>	<b>5180</b>	<b>5680</b>	<b>6900</b>	<b>4820</b>	<b>22580</b>

*Tabla 3 - Tabla representativa de los gastos asociados al proyecto*

A continuación, podemos observar detallados los costes del Proyecto en un diagrama circular, donde se visualiza claramente la distribución de la inversión a lo largo de los cuatro meses de la investigación.



*Gráfica 4 – Diagrama circular correspondiente a la distribución de costes del proyecto*

## 9. Impacto ambiental

El impacto ambiental de este proyecto es nulo o prácticamente nulo. El hecho de realizar un estudio de fluido mediante un software de simulación permite resolver un gran problema de ingeniería con apenas impacto ambiental. El único gasto que se debe tener en cuenta es el gasto de luz que el ordenador en uso consume o los diferentes gastos de luz y agua que se generan en la oficina. Por esta razón es interesante comparar en este apartado el gasto que se genera mediante una simulación CFD con Ansys con el gasto que implica realizar esta simulación en un túnel de viento físico.

Mientras que un PC apto para una simulación CFD de estas características precisaría de alrededor de 280 kW/h, un túnel de viento de envergadura media para realizar una simulación como la de este proyecto precisaría de un gasto de aproximadamente 1000 kW/h. Es por ello que realmente se ahorran grandes cantidades de energía al utilizar como método un software CFD, resultando en un impacto ambiental mucho más favorable. Además, el uso de softwares avanzados CFD y computadoras de gran potencia permite obtener unos resultados numéricos de las fuerzas de “lift” y “Drag” que no tienen nada que envidiar a los obtenidos mediante pruebas en túnel de viento.

Además del ahorro de energía se deben tener en cuenta los altos costes y el tiempo que supone la creación de los modelos a ensayar en el túnel de viento además de los residuos que estos generan una vez desechados.



## 10. Conclusiones

Con este apartado se pretende recoger los resultados obtenidos tras la realización de este trabajo y es mentar de qué manera se han conseguido resolver los diferentes objetivos propuestos al principio de este. Los dos objetivos principales marcados a principios de marzo, se consideran bien resueltos, de manera clara y satisfactoria y a continuación se recopilan brevemente los resultados obtenidos.

1. En primer lugar, se ha logrado reforzar e incrementar los conocimientos ya adquiridos a lo largo del grado en lo que a mecánica de fluidos y aerodinámica se refiere. Se ha conseguido profundizar en el comportamiento de las aeronaves y de la forma en que las alas del avión ayudan a crear la sustentación que un avión necesita para mantenerse en el aire. Además de ampliar estos conocimientos teóricos en la primera parte del Proyecto, se ha conseguido llevar a la práctica; obteniendo resultados muy certeros con un software de estudiante como es el Ansys. Con la ayuda de éste se ha logrado visualizar el comportamiento del flujo de aire sobre las alas de un avión durante un vuelo y corroborar las diferentes leyes teóricas expuestas tanto de creación de fuerzas de sustentación y resistencia al avance, así como el concepto ambiguo y menos trivial que es la generación de resistencia al avance inducida en los extremos de las alas. Con este Proyecto se ha conseguido observar, tras la simulación CFD de modelos 3D de Solidworks, el comportamiento de las líneas de corriente a lo largo de la envergadura del ala y sobretodo la creación y comportamiento de los vórtices de punta de ala que se generan por efecto de la diferencia de presiones.
2. El Segundo, y más importante, punto a tratar en este trabajo ha sido de nuevo resuelto de forma positiva y así se ha hecho ver en los últimos apartados del Proyecto. Tras un buen modelado de ambas geometrías (ala sin “winglet” y con él) y una correcta simulación con el software Ansys se ha podido comprender las mejoras que el uso de dispositivos de punta alar supone, y porque seguimos y seguiremos viendo estos elementos en los extremos de las alas de cada avión al que montamos. El estudio ha permitido visualizar diferencias considerables en cuando al tamaño de los vórtices de punta de ala, fenómeno estrechamente relacionado con la cantidad de Resistencia al avance inducida que se genera sobre los extremos de las alas de una aeronave. Mediante diferentes herramientas visuales se han podido observar diferencias en los diámetros de estos vórtices además de en la fuerza que estos tienen, incluyendo una comparativa de valores numéricos de la fuerza de sustentación total entre el

modelo con “winglet” y sin él y de la fuerza total de “Drag” existente sobre cada una de las geometrías.

3. Como último punto a comentar, se quiere hacer una reflexión final de la calidad de los resultados obtenidos y los posibles defectos o puntos más débiles del proyecto que se podrían mejorar con una extensión de tiempo y con un equipo más sofisticado y avanzado; además de una reflexión de las dificultades a las que se tenido que hacer frente. En conjunto se considera haber llegado a unos resultados fiables y suficientemente verídicos, que cumplen los objetivos propuestos a principios de la elaboración de esta memoria. A pesar de ello se podría haber llegado a un resultado más afinado si se hubiera contado con una licencia profesional del software de Ansys o incluso aún mejor si se contase con otros programas de análisis CFD, de carácter más complejo. Un buen análisis comparativo mucho más detallado a nivel numérico entre el modelo sin ala y el modelo con “winglet” hubiera sido posible dejando de esta manera todavía más clara la ventaja que supone introducir estos dispositivos en las alas. Otro punto mejorable sería el del modelado 3D en Solidworks. Se podría haber llegado a un modelado mucho más refinado con otro software más complejo como por ejemplo “CATIA”, pudiendo mejorar zonas del modelado como por ejemplo la zona de curvatura para el modelo con “winglet” dónde hemos visto que se generaban presiones y velocidades muy elevadas y que suponían por tanto una zona conflictiva a la hora de realizar la simulación. Cabe decir que pese a ello se ha logrado un muy buen modelado, con una grandísima precisión y fiel a el modelo real, teniendo en cuenta la dificultad del modelo que se pretendía realizar. La gran cantidad de medidas de confidencialidad por parte de las grandes empresas aeronáuticas, como ya se ha hecho mención en la memoria, ha dificultado enormemente la labor de modelado; ya que es complicado obtener valores de las diferentes cotas y parámetros técnicos de un ala de estas características. Aun así, se ha realizado un intenso pero satisfactorio trabajo de campo observando en fotos e incluso en primera persona las características de un ala de este tipo y del dispositivo alar que se han recreado.

## 11. Bibliografía

### Referencias bibliográficas

- [1] Componentes de una aeronave [[www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/airplane.html](http://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/airplane.html)]
- [2] ROBERT F.STENGEL, *Aircraft Flight Dynamics MAE 331*, Princeton University, School of Applied Science, Department of Mechanical and Aerospace Engineering; Fall 2016
- [3] Aerodynamics of Flight (Disponible en:  
[[www.faa.gov/regulations\\_policies/handbooks\\_manuals/aviation/helicopter\\_flying\\_handbook/media/hfh\\_ch02.pdf](http://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/helicopter_flying_handbook/media/hfh_ch02.pdf)])
- [4] ROBERT F.STENGEL, *Induced and High-Speed Aerodynamics*, Princeton University, School of Applied Science, Department of Mechanical and Aerospace Engineering; Fall 2016
- [5] SIGHARD F. HOERNER, *Aerodynamic Drag and Hydrodynamic Resistance*, 1965
- [6] D. R. KIRK, *Introduction to Finite Wings and Induced Drag*, Mechanical and Aerospace Engineering Department, Florida Institute of Technology
- [7] Downwash effect on lift [[www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/downwash.html](http://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/downwash.html)]
- [8] SARAVANAN RAJENDRAN, *Design of Parametric Winglets and Wing tip devices – A Conceptual Design Approach*. Tesis
- [9] GIANLUCA MINNELLA, *Aerodynamic Shape Design Optimization of Winglets*. Tesis
- [10] Tipos y tamaños de “winglets” [[aviationweek.com/blog/winglets-all-shapes-sizes-and-uses](http://aviationweek.com/blog/winglets-all-shapes-sizes-and-uses)]
- [11] MUSTAFA CAVACAR, *The International Standard Atmosphere (ISA)*, Anadolu University, 26470 Eskisehir, Turkey
- [12] JUNAID ALI, *Aircraft Performance in Relation to Atmospheric Pressure, Density and Temperature*, November 2011
- [13] ANSYS INC. SOUTHPOINTE, *ANSYS CFX-Pre User's Guide*, Technology Drive Canonsburg, Release 15.0, November 2013
- [14] VERONICA WALKER-HORN, *Fluent – 3D Flow Over a Wing*, Cornell University, Aug 2015
- [15] CFD Analysis for 3D Airfoil Wing Using ANSYS Fluent  
[<https://www.youtube.com/watch?v=HWFLTFm9MSI&t=980s>]

[16] RAEF KOBEISSI, *CFD tutorial on a 3D airfoil wing using Fluent-Ansys*,  
[[www.youtube.com/watch?v=gB33UcgKG3c](http://www.youtube.com/watch?v=gB33UcgKG3c)]